



UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA
AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO
GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL

TRABAJO FIN DE GRADO

Análisis de sistemas eléctricos en microsatélites.

**Desarrollo de módulos para una Concurrent Design Facility
(CDF) para desarrollo y análisis de misiones espaciales.**

AUTOR: Mario ANDRADES MÁRQUEZ

ESPECIALIDAD: Ciencias y Tecnologías Aeroespaciales

TUTOR PROFESIONAL: José MESEGUER RUIZ

TUTOR ACADÉMICO: Santiago PINDADO CARRIÓN

Junio de 2015

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría dar las gracias a Santiago Pindado por depositar su confianza en mí, enseñarme y ayudarme a mejorar y seguir creciendo como ingeniero y como persona. Ha sido mi tutor pero lo he sentido como un compañero, muchas gracias de corazón Santiago. Por supuesto, dar las gracias a José Meseguer, excelente profesor. Sin él no hubiese podido disfrutar de esta maravillosa oportunidad. Gracias.

Gracias a Edu y Mario, mis compañeros de viaje en esta bonita experiencia. Hemos pasado muy buenos momentos. Siempre es un placer estar con vosotros.

A pesar de la distancia, siempre los he tenido y sentido conmigo. Muchas gracias a toda mi familia por el apoyo y cariño durante todo este tiempo. En especial a mis padres, abuelos y tatos. Por esas llamadas de horas y esos consejos, siempre buenos, que a veces no he sabido escuchar. Gracias, os quiero mucho.

El destino quiso que un grupo de personas maravilloso se uniese en Madrid, en la misma escuela, al mismo tiempo y con un mismo sueño. Puedo llamaros amigos, pero os considero mi familia. Me habéis hecho muy feliz. Hemos vivido momentos increíbles juntos y espero que esto sea un hasta luego. Desde ahora, no imagino mi vida sin vosotros Diego, Edu, Armais, Manu, Isa, David, Jose, Manolo, Álex, Pablo, JoseMi, Ane, Antonio, Coral, Héctor, Iago, Mario, Paula, Carolina y Adri.

Quiero dar las gracias también a mis profesores del instituto y, en especial a Rafa, JoseMi y Santiago. Habéis sido un pilar fundamental en mi educación y también mis amigos. Gracias por todo lo que me habéis enseñado y ayudado.

Gracias a Antonio, mi profesor y amigo durante los dos primeros cursos de mi aventura. Has sido mi ejemplo y siempre te estaré agradecido por todo lo que me enseñaste.

Por último, gracias a la escuela, a sus profesores y a toda su gente. Para mí, esta escuela es como un pueblo, nos necesitamos los unos a los otros, nos apoyamos, aprendemos y crecemos juntos. Gracias por la oportunidad de aprender de los mejores, por enseñarme a levantarme después de los malos momentos, a superarme y a creer que todo esto es posible.

Gracias a todos.

Índices

Índice general

I.	INTRODUCCIÓN	1
II.	LA MISIÓN ESPACIAL	3
III.	SUBSISTEMA DE POTENCIA	17
IV.	CONCURRENT DESIGN FACILITY (CDF)	37
V.	CONCLUSIONES	95

Índice detallado

I.	INTRODUCCIÓN	1
II.	LA MISIÓN ESPACIAL	3
1.	El concepto de misión espacial	3
1.1.	Clasificación de las misiones espaciales	3
1.2.	Elementos de una misión espacial	4
1.3.	Fases de una misión espacial	5
2.	Estado del arte de las misiones espaciales.....	6
2.1.	Comunicaciones	6
2.2.	Navegación.....	7
2.3.	Observación de la Tierra	9
2.4.	Astronomía y exploración	9
3.	Diseño de la misión	10
3.1.	Fases de diseño	10
3.2.	Subsistemas de un satélite.....	12
3.3.	Limitaciones actuales de las misiones espaciales	14
3.4.	Tendencias tecnológicas	14
III.	SUBSISTEMA DE POTENCIA	17
4.	Elementos principales del subsistema de potencia	17
4.1.	Panel solar	18
4.2.	Batería	19
4.3.	Aplicación a microsátélites.....	20
5.	Ensayos de carga y descarga de baterías en el IDR/UPM	21
5.1.	Descripción de las baterías ensayadas.....	21

5.2.	Descripción del banco de ensayos	22
5.3.	Descripción de los ensayos	23
5.4.	Resultados de los ensayos.....	23
6.	Trabajo con la batería del UPMSat-2	28
6.1.	Subsistema de potencia del UPMSat-2	29
6.1.1.	Introducción al UPMSat-2	29
6.1.2.	Subsistema de potencia del UPMSat-2	29
6.2.	Calidad espacial.....	30
6.2.1.	Normativa ECSS.....	30
6.2.2.	La sala limpia	31
6.3.	Monitorización de la batería del UPMSat-2.....	32
6.4.	Equilibrado de la batería del UPMSat-2	34
IV.	CONCURRENT DESIGN FACILITY (CDF)	37
7.	La sala de diseño concurrente.....	37
7.1.	El diseño concurrente como idea.....	37
7.2.	El trabajo en equipo	38
7.3.	¿Qué es una CDF?.....	39
7.4.	Módulos de una CDF dedicada a misiones espaciales	40
7.5.	Particularización para la CDF del IDR/UPM.....	40
8.	Análisis de misión: el problema teórico	42
8.1.	El problema de Kepler y los parámetros orbitales	42
8.2.	Perturbaciones	44
8.2.1.	El tercer cuerpo	46
8.2.2.	Achatamiento terrestre.....	46
8.2.3.	Resistencia atmosférica.....	47
8.2.4.	Otras perturbaciones	49
9.	Maniobras	50
9.1.	Impulso tangencial y no tangencial.....	51
9.2.	Posición relativa entre órbitas	51
9.3.	Órbitas de transferencia coplanarias	52
9.3.1.	Transferencia de Hoffman.....	52
9.3.2.	Transferencia bielíptica	53
9.3.3.	Transferencia rápida.....	55
9.4.	Transferencias con limitación de motor	56

9.4.1.	Transferencia de Hoffman segmentada.....	56
9.4.2.	Transferencia en espiral	57
9.5.	Cambios de plano	57
9.5.1.	Cambio de inclinación sin cambio de RAAN.....	57
9.5.2.	Cambio de inclinación y de RAAN	58
9.5.3.	Cambio de RAAN sin cambio de inclinación.....	58
9.6.	Maniobra combinada	58
9.7.	Maniobra aeroasistida	59
9.8.	Rendez-vous e interceptación.....	59
9.9.	Mantenimiento	59
10.	Geometría de misiones	61
10.1.	Trazas	61
10.1.1.	Análisis de trazas sucesivas	62
10.1.2.	Traza en función del tiempo.....	63
10.2.	Tiempos de eclipse	64
10.2.1.	Tiempo máximo de eclipse.....	64
10.2.2.	Tiempo mínimo de eclipse	65
10.2.3.	Eclipses en órbitas elípticas.....	66
10.3.	Cobertura y visibilidad.....	67
10.3.1.	Definiciones geométricas	67
10.3.2.	Parámetros de cobertura	68
10.3.3.	Calidad de cobertura	69
10.3.4.	Visibilidad	69
10.3.5.	Conclusiones prácticas	70
11.	Órbitas de aplicación.....	70
11.1.	LEO y MEO	71
11.2.	Geoestacionaria (GEO)	71
11.2.1.	Eclipses	72
11.2.2.	Trazas	73
11.2.3.	Perturbaciones	73
11.2.4.	Aspectos jurídicos.....	74
11.3.	Heliosíncrona (SS).....	74
11.4.	Repeating Ground Track (RG).....	75
11.5.	Frozen.....	75

12. Módulo de misión de la CDF del IDR/UPM	76
12.1. Entradas.....	76
12.2. Selección de órbita	77
12.3. Gráficos	78
12.4. Análisis.....	80
12.4.1. Cobertura	80
12.4.2. Visibilidad	81
12.4.3. Eclipses y perturbaciones.....	82
12.5. Inventario de incrementos de velocidad.....	83
12.5.1. Transferencias	83
12.5.2. Mantenimiento	85
12.5.3. Fin de vida útil	87
12.6. Salidas.....	87
12.6.1. Órbita.....	87
12.6.2. Cobertura y visibilidad e inventario de incrementos de velocidad.....	88
13. Casos de estudio.....	90
13.1. Perturbación en semieje mayor y mantenimiento	90
13.2. Órbita heliosíncrona	91
13.3. Comparación de trazas.....	92
13.4. Tiempo máximo de eclipse.....	93
13.5. Estudio de una GEO.....	93
V. CONCLUSIONES	95
ANEXO I: Sistemas de referencia espaciales y de tiempos	97
ANEXO II: Cambio de parámetros orbitales	98
Anexo III. Ecuaciones planetarias de Lagrange	100
Anexo IV: Solución general de transferencia de Hoffman	101
Anexo V: Sala limpia del IDR/UPM	103
Anexo VI: Manual del módulo de análisis de la CDF del IDR/UPM	105
Bibliografía	127

Índice de Figuras

<i>Figura 1. Elementos de una misión espacial [1].</i>	<i>4</i>
<i>Figura 2. Ejemplo de evolución de un satélite por los diferentes tipos de órbita [2].</i>	<i>5</i>
<i>Figura 3. Inversión de la ESA en diferentes actividades del sector espacial [3].</i>	<i>6</i>
<i>Figura 4. Evolución del número de usuarios de teléfonos móviles en el mundo [4].</i>	<i>7</i>
<i>Figura 5. Esquema del funcionamiento de un sistema de posicionamiento global [5].</i>	<i>8</i>
<i>Figura 6. A la izquierda, imagen espectral de la bahía de Santander tomada por Landsat [6]. A la derecha, imagen tomada por Meteosat [7].</i>	<i>9</i>
<i>Figura 7. Imagen virtual del Laboratorio Científico en Marte o Curiosity [8].</i>	<i>10</i>
<i>Figura 8. Esquema indicativo de las diferentes fases de un diseño industrial.</i>	<i>11</i>
<i>Figura 9. Relación de tiempos de las fases de diseño.</i>	<i>12</i>
<i>Figura 10. Subsistemas del prototipo de satélite Dédalo desarrollado por la ESA. [10]</i>	<i>13</i>
<i>Figura 11. Flujo de la energía en subsistema de potencia de un satélite [11].</i>	<i>17</i>
<i>Figura 12. Curvas de funcionamiento de tres paneles solares diferentes. Los triángulos indican cortocircuito, los círculos máxima potencia y los cuadrados circuito abierto [14].</i>	<i>18</i>
<i>Figura 13. Curva I-V de un panel solar afectada por cambios de temperatura y radiación [11].</i>	<i>18</i>
<i>Figura 14. Curva de descarga de batería de ión-Li obtenida en el Laboratorio de Electrónica Avanzada del IDR/UPM.</i>	<i>19</i>
<i>Figura 15. Arquitectura del subsistema de potencia de un microsatélite [11].</i>	<i>20</i>
<i>Figura 16. Estructura del subsistema de potencia de un microsatélite con necesidad energética únicamente durante el periodo en el que recibe luz solar [11].</i>	<i>21</i>
<i>Figura 17. Arquitectura del subsistema de potencia de un microsatélite sin regulador [11].</i>	<i>21</i>
<i>Figura 18. LEA del IDR/UPM durante un proceso de equilibrado de las baterías para comenzar ensayos con todas en las mismas condiciones. 1. Software. 2. B&K 8500. 3. 1761 Power Supply BK Precision. 4. EL301R Power Supply. 5. Sistema de adquisición de datos. 6. Estañador. 7. Multímetro. 8. Soporte para baterías. 9. Shunt. 10. Fusible.</i>	<i>22</i>
<i>Figura 19. Curvas de descarga de las baterías C1 y C3 a $I = C/2$ obtenidas en el LEA del IDR/UPM.</i>	<i>24</i>
<i>Figura 20. Curvas de carga de las baterías C1 y C3 a $I = C/2$ obtenidas en el LEA del IDR/UPM.</i>	<i>24</i>
<i>Figura 21. Curvas de descarga de la batería C3 a $I=C/2$ e $I=C/5$ obtenidas en el LEA del IDR/UPM.</i>	<i>25</i>

<i>Figura 22. Pérdida de conexión instantánea producida durante el proceso de carga de la batería C6 en el LEA del IDR/UPM.....</i>	<i>26</i>
<i>Figura 23. Ensayo de comportamiento de batería ante ensayos consecutivos sin tiempo de espera realizado en el IDR/UPM.</i>	<i>26</i>
<i>Figura 24. Ensayo de descarga de batería C4 (deteriorada) realizado en el LEA del IDR/UPM..</i>	<i>27</i>
<i>Figura 25. Curvas de descarga de baterías C2 y C3 a $I=C/2$ realizadas en el LEA del IDR/UPM..</i>	<i>28</i>
<i>Figura 26. Curvas de carga de baterías C2 y C3 a $I=C/2$ realizadas en el LEA del IDR/UPM.</i>	<i>28</i>
<i>Figura 27. Imagen CAD del satélite UPMSat-2 [16].</i>	<i>29</i>
<i>Figura 28. Mesa de trabajo de la sala limpia del IDR/UPM con las conexiones para medir la tensión de cada celda preparadas.</i>	<i>32</i>
<i>Figura 29. Valores de la dispersión de las series S1 y S4 de la batería del UPMSat-2 tomadas en la sala limpia del IDR/UPM.....</i>	<i>33</i>
<i>Figura 30. Valores de las celdas con tensión máxima y mínima en la serie S4 de la batería del UPMSat-2 tomadas en la sala limpia del IDR/UPM.</i>	<i>33</i>
<i>Figura 31. Monitorización de la batería del UPMSat-2 realizada en la sala limpia del IDR/UPM. Los tramos descendentes corresponden a periodos de autodescarga y los picos ascendentes y zonas irregulares a los equilibrados. Cada símbolo cuadrado indica que se realizó una medida tanto de tensión de la batería total como de cada celda.....</i>	<i>34</i>
<i>Figura 32. Ejemplo de posibles estados de carga de una batería compuesta por una serie de 5 celdas.....</i>	<i>34</i>
<i>Figura 33. Proceso de equilibrado de la batería del UPMSat-2 realizado en la sala limpia del IDR/UPM. Concretamente, parte de descarga del proceso.</i>	<i>35</i>
<i>Figura 34. Ejemplo de equilibrado puro siguiente un modelo similar al empleado en el IDR/UPM para la batería del UPMSat-2.....</i>	<i>36</i>
<i>Figura 35. Modelo de diseño con relación entre elementos [18].</i>	<i>38</i>
<i>Figura 36. Esquema de la CDF de la ESA [18].</i>	<i>39</i>
<i>Figura 37. CDF del Instituto de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR) en Campus de Montegancedo [19].</i>	<i>41</i>
<i>Figura 38. Elementos orbitales clásicos [20].</i>	<i>43</i>
<i>Figura 39. Diferencia entre variación secular y periódica [21].</i>	<i>45</i>
<i>Figura 40. Dos posibilidades para realizar la transferencia entre órbitas que no se cortan [23].</i>	<i>52</i>
<i>Figura 41. Transferencia de Hoffman [21].</i>	<i>53</i>
<i>Figura 42. Transferencia bielíptica [23].</i>	<i>54</i>
<i>Figura 43. Zonas de interés de las transferencias de Hoffman y bielíptica [23].</i>	<i>54</i>

<i>Figura 44. Transferencia rápida [21].</i>	55
<i>Figura 45. Hoffman segmentada. Figura obtenida del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	56
<i>Figura 46. Estrategia de mantenimiento de un elemento orbital.</i>	60
<i>Figura 47. Trazas de una misión para aportar una idea general [23].</i>	61
<i>Figura 48. Trazas según el periodo [23].</i>	62
<i>Figura 49. Trazas consecutivas [23].</i>	63
<i>Figura 50. Eclíptica solar [24].</i>	64
<i>Figura 51. Esquema para el cálculo del tiempo máximo de eclipse [23].</i>	65
<i>Figura 52. Esquema para el cálculo del tiempo mínimo de eclipse [23].</i>	66
<i>Figura 53. Esquema para el cálculo del tiempo máximo de eclipse en órbitas elíptica [23].</i>	66
<i>Figura 54. Análisis geométrico de cobertura [23].</i>	68
<i>Figura 55. Ejemplo de visibilidad desde estación de Tierra [23].</i>	69
<i>Figura 56. Solape de órbitas consecutivas en el Ecuador para asegurar cobertura global [23].</i>	70
<i>Figura 57. Comparativa constelaciones LEO y MEO [25].</i>	71
<i>Figura 58. Tiempos y periodos de eclipse de GEO [23].</i>	72
<i>Figura 59. Trazas de GEO con pequeñas variaciones de inclinación y excentricidad.</i>	73
<i>Figura 60. Ejemplo de traza de órbita Repeating Ground Track obtenido con el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	75
<i>Figura 61. Pestaña "Inputs" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	77
<i>Figura 62. Pestaña "Orbit Selection" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	78
<i>Figura 63. Pestaña "Graphics" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	79
<i>Figura 64. Ejemplo de gráfico tridimensional obtenido del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. Se trata de una órbita elíptica con $e=0.2$, $a=12000\text{km}$ e $i=30^\circ$.</i>	79
<i>Figura 65. Ejemplo de la traza obtenida del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. Se trata de una órbita elíptica con $e=0.2$, $a=12000\text{km}$ e $i=30^\circ$ para 4 vueltas del satélite.</i>	80
<i>Figura 66. Subpestaña "Coverage" del apartado "Analysis" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	81
<i>Figura 67. Subpestaña "Visibility" del apartado "Analysis" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	82
<i>Figura 68. Subpestaña "Eclipse and Perturbations" del apartado "Analysis" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	83
<i>Figura 69. Subpestaña "Transfer" del apartado "Dv Budget" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	84

<i>Figura 70. Gráficas de transferencias rápidas obtenidas del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. En este caso concreto ambas órbitas son circulares, siendo la parking la interior con un radio de 8000km y la órbita objetivo de radio 15000km.</i>	<i>84</i>
<i>Figura 71. Gráfica de transferencia de Hoffman segmentada obtenida del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. En este caso concreto ambas órbitas son circulares, siendo la parking la interior con un radio de 8000km y la órbita objetivo de radio 15000km.....</i>	<i>85</i>
<i>Figura 72. Subpestaña "Maintenance" del apartado "Dv Budget" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	<i>86</i>
<i>Figura 73. Subpestaña "End Life" del apartado "Dv Budget" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	<i>87</i>
<i>Figura 74. Subpestaña "Orbit" del apartado "Outputs" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	<i>88</i>
<i>Figura 75. Subpestaña "Dv Budget" del apartado "Outputs" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	<i>88</i>
<i>Figura 76. Resultados obtenidos con el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.</i>	<i>91</i>
<i>Figura 77. Traza de la órbita descrita en este apartado obtenida de la referencia [28].</i>	<i>92</i>
<i>Figura 78. Traza de la órbita descrita en el presente apartado obtenida por el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.....</i>	<i>92</i>

Índice de Tablas

<i>Tabla 1. Subsistemas de un satélite [9].</i>	<i>12</i>
<i>Tabla 2. Características principales de las baterías de la serie C del modelo ICR18650-26D de ión-Li.</i>	<i>21</i>
<i>Tabla 3. Características principales de la batería Saft del UPMSat-2.</i>	<i>30</i>
<i>Tabla 4. Valores límite en carga y descarga de la batería Saft del UPMSat-2.</i>	<i>30</i>
<i>Tabla 5. Resumen con algunas de las normas ECSS aplicables a baterías de satélites.</i>	<i>31</i>
<i>Tabla 6. Límites de las Clases del Estándar ISO 14644-1, relativo a salas limpias. Marcada la fila correspondiente al nivel de la sala limpia del IDR/UPM [17].</i>	<i>31</i>
<i>Tabla 7. Parte del software empleado por la ESA en su CDF [18].</i>	<i>40</i>
<i>Tabla 8. Tipo de órbita según los parámetros orbitales.</i>	<i>43</i>
<i>Tabla 9. Valores del Coeficiente Balístico para diferentes misiones LEO [21].</i>	<i>49</i>
<i>Tabla 10. Importancia relativa de perturbaciones [22].</i>	<i>50</i>
<i>Tabla 11. Márgenes de los elementos orbitales para una misión.</i>	<i>60</i>
<i>Tabla 12. Ventajas e inconvenientes principales de LEO y MEO.</i>	<i>71</i>
<i>Tabla 13. Ventajas e inconvenientes principales de GEO.</i>	<i>72</i>
<i>Tabla 14. Cuadro comparativo entre las posibilidades del módulo de misión del IDR/UPM y el de la ESA.</i>	<i>89</i>
<i>Tabla 15. Características del satélite de la misión [26].</i>	<i>90</i>
<i>Tabla 16. Resultados de la misión que obtiene la referencia [26].</i>	<i>91</i>
<i>Tabla 17. Datos obtenidos de la referencia [29].</i>	<i>93</i>
<i>Tabla 18. Sistemas de referencia espaciales.</i>	<i>97</i>

I. INTRODUCCIÓN

El presente proyecto se ha realizado durante las prácticas curriculares que han tenido lugar en el Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM). A lo largo de estas prácticas se han llevado a cabo trabajos en diversos campos, todos relacionados con el UPMSat-2, desde el subsistema de potencia (placas solares y baterías) hasta el desarrollo de módulos para la Sala de Diseño Concurrente (Concurrent Design Facility, CDF). En la realización de las mismas se ha trabajado en equipo, junto con otros dos alumnos.

El objetivo del proyecto es recopilar las tareas realizadas, proporcionando el desarrollo teórico necesario para llevar a cabo todas ellas. Al ser un trabajo con varias partes claramente diferenciadas, se ha optado por comenzar con unas páginas dedicadas a las misiones espaciales. A continuación el trabajo se adentra en el subsistema de potencia de un satélite, particularizando para el UPMSat-2. Finalmente, se proporciona la teoría necesaria para el desarrollo del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM, software que se ha desarrollado y tiene reservado un espacio al final, en el cual se describe el programa y se realizan comparaciones de los resultados que proporciona frente a casos reales.

Comenzando por la parte de misiones espaciales, se considera necesario en este proyecto hacer una introducción en este aspecto en general, ya que los capítulos posteriores necesitan la comprensión de la misión de forma global para cobrar sentido. Para ello, se explican los tipos de misiones existentes, sus fases y su estado del arte, además de otros temas de interés.

Con la idea de misión espacial en mente, es posible continuar el proyecto centrándolo ahora en las prácticas realizadas con el subsistema de potencia del UPMSat-2, dando en primer lugar la idea general de este subsistema, sus elementos y sus requerimientos. Tras esto se explican y analizan los ensayos previos realizados con baterías comerciales en el Laboratorio de Electrónica Avanzada (LEA) del IDR/UPM, para conocer los aparatos del laboratorio y familiarizarse con los procesos. A continuación se habla de calidad espacial para explicar la necesidad de realizar los trabajos con la batería del UPMSat-2 en la Sala Limpia (o Sala de Integración) del IDR/UPM. Finalmente, se explican las tareas más importantes realizadas con esta batería, que son su monitorización (tarea que comenzó en septiembre de 2014 y continuará hasta el lanzamiento del satélite) y su equilibrado cuando este es necesario (hasta la actualidad, julio de 2015, han sido necesarios dos procesos de equilibrado).

La siguiente parte del trabajo es el desarrollo del módulo de misión para la CDF del IDR/UPM. En primer lugar, se plantea el problema teórico de Kepler y las perturbaciones del entorno espacial para poder analizar las órbitas circulares y elípticas alrededor de la Tierra. Con esto conocido, se pasa a análisis de eclipses, cobertura, visibilidad, maniobras y otros asuntos necesarios para completar el módulo. Con toda la teoría conocida, se presenta el software creado, explicando las pestañas que lo componen y su funcionamiento. Para concluir, se realiza una comparación de los resultados obtenidos en el módulo con casos reales, para obtener así conclusiones sobre su utilidad y precisión.

Para concluir el trabajo, se presentan las conclusiones y los anexos. En estos últimos es interesante destacar que se ha incluido el manual de uso del módulo de misión creado.

II. LA MISIÓN ESPACIAL

1. El concepto de misión espacial

Una misión espacial se define como un “viaje” de una carga de pago al espacio, en un vehículo tripulado o no, con un objetivo que cumplir que, necesariamente, ha de desarrollarse en condiciones espaciales.

1.1. Clasificación de las misiones espaciales

Debido a la gran variedad de misiones que se pueden realizar, estas son clasificadas según varios criterios. Entre ellos destacan:

- Según el objetivo:
 - Comunicaciones: dedicadas a telefonía, televisión, agencias espaciales o de carácter militar.
 - Observación de la Tierra: meteorología, estudios de interés para otras misiones como, por ejemplo, del campo magnético terrestre, del geoide terrestre o de la atmósfera.
 - Navegación: posicionamiento, muy importante en desplazamientos de barcos y aeronaves. Destacan las misiones GPS, Glonass y Galileo.
 - Astronomía y exploración.
- Según el astro en el que se realiza la misión:
 - Terrestre.
 - Lunar.
 - Puntos de Lagrange.
 - Solar.
 - Interplanetaria.
 - Interestelar.
- Según el tipo de encuentro vehículo-vehículo o vehículo-astro (en caso de que lo haya):
 - Interceptación: impacto del vehículo con otro vehículo o cuerpo, es decir, velocidad relativa arbitraria en el punto de encuentro.
 - *Rendez-vous*: encuentro con velocidad relativa nula, es decir, ambos con la misma velocidad en módulo, dirección y sentido.
 - *Fly-by* (sobrevuelo): encuentro a cierta distancia, sin contacto físico.
 - Satelización: el vehículo queda atrapado en el campo gravitatorio del astro de destino.

1.2. Elementos de una misión espacial

Una misión espacial no está compuesta únicamente por la aeronave o el satélite, sino por todos los elementos necesarios para que este y la carga de pago que lleva en su interior funcionen, que se dividen en segmentos. Los principales se pueden ver en la Figura 1.

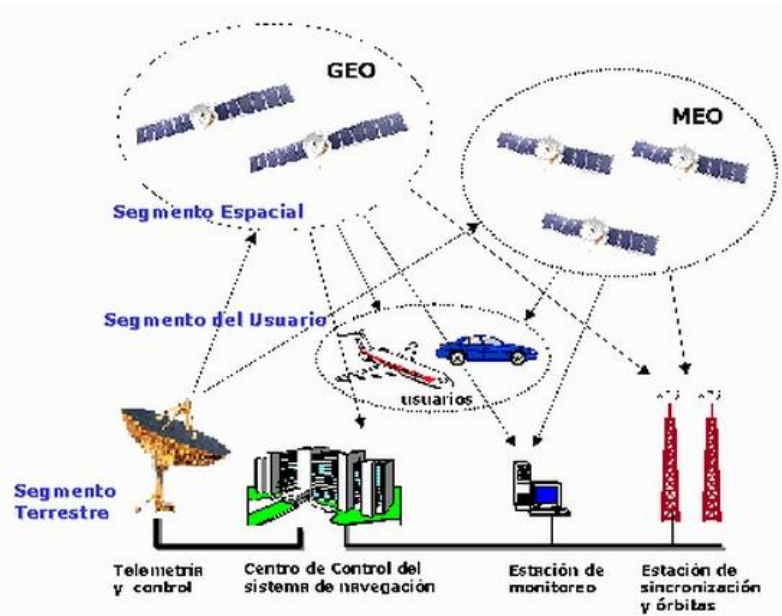


Figura 1. Elementos de una misión espacial [1].

El **segmento espacial** incluye, en primer lugar, al vehículo o vehículos que forman parte de la misión y los elementos de su interior, es decir, todos los subsistemas que lo componen (térmico, de potencia, de comunicaciones...) y la carga de pago, que es el conjunto de elementos que verdaderamente dan nombre a la misión (instrumentos, sensores y otros). En segundo lugar aparecen las trayectorias y las órbitas que los satélites siguen. En la Figura 2 se propone un ejemplo de cómo va evolucionando un satélite por las diferentes órbitas.

En función del momento en el que el satélite se encuentre en dicha órbita y el motivo por el que está en ella aparece la siguiente clasificación:

- **Trayectoria de inyección:** la descrita por el lanzador en el que va incluido el satélite desde la base de lanzamiento hasta la primera órbita.
- **Órbita parking:** es la órbita en la que el lanzador sitúa el satélite. Puede darse el caso de que coincida con la órbita final, pero no es lo habitual.
- **Órbita final:** es aquella en la que la misión planeada tendrá lugar. Debido a las perturbaciones que aparecen en el espacio se distingue entre órbita nominal y órbita real. La primera es la planeada o ideal mientras que la segunda es la órbita en la que el satélite se encuentra en un momento dado. Se definen ciertos márgenes de los parámetros de órbita para que el objetivo de la misión no perezca y se realizan labores periódicas de mantenimiento para que siempre esté dentro de los márgenes.
- **Órbita de transferencia:** se dice de todas aquellas órbitas que van de una inicial a otra final, siendo el caso más destacado la que va desde la órbita parking hasta la órbita final.

- **Órbita cementerio:** por normativa, los satélites no pueden quedarse ocupando posiciones estratégicas que podrían ser útiles para otros en un futuro. Por ello, es necesario dejar algo de combustible para llevarlos a este tipo de órbitas o hacerlos caer a la atmósfera.

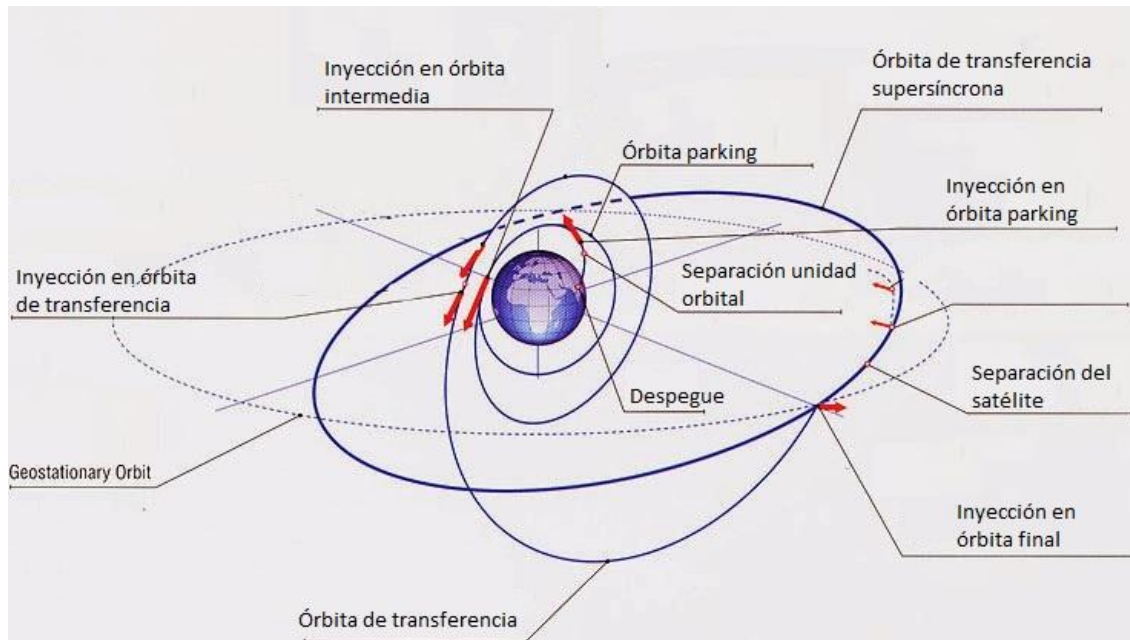


Figura 2. Ejemplo de evolución de un satélite por los diferentes tipos de órbita [2].

Otro elemento importante que se puede separar en uno por sí solo es el lanzador. Su misión es la de aportar el incremento de velocidad necesario para alcanzar el espacio. La elección de lanzador será una limitación importante debido a tres factores fundamentales: tamaño, peso y presupuesto. Otra limitación es la vibración que transmite el lanzador al satélite que transporta.

El segmento tierra incluye la infraestructura terrestre empleada para preparar la misión, es decir, centros de operaciones, fábricas, zonas de lanzamiento... Una vez está la misión en funcionamiento destacan los centros de control de misión, en los cuales se toman decisiones respecto a la misión (tanto nominal como la resolución de anomalías), de satélite y de carga de pago (en estos últimos se monitoriza y evalúa el desempeño de cada uno de ellos en la misión y se trabaja para conseguir lo propuesto por el centro de control de misión). Todo esto no sería posible sin el último elemento: una completa y compleja red de comunicaciones.

Por último se encuentra el sector usuario, compuesto por los aparatos y personas que se benefician de la misión. Así, por ejemplo, en la misión GPS pertenecen al segmento usuario todos los dispositivos dotados con navegación GPS y también las personas que los utilizan.

1.3. Fases de una misión espacial

Las fases de componen una misión espacial son seis:

- **Fase de concepción y fabricación:** engloba desde las primeras ideas necesarias para la concepción de la misión, desde los objetivos, el diseño (capítulo 3), la fabricación y el traslado.

- **Fase de prelanzamiento:** consta de todas las operaciones necesarias para efectuar la ignición del vehículo lanzador.
- **Fase de lanzamiento:** eventos en su gran mayoría programados y automáticos diseñados para cada misión con el objetivo de colocar el objetivo en la órbita parking adecuada.
- **Fase de transferencia de órbita:** en la que el misil, en general, de forma autónoma tendrá que producir los incrementos de velocidad necesarios para realizar el cambio de órbita
- **Fase operacional:** una vez alcanzada la órbita final se comienza a cumplir el objetivo propiamente dicho y, durante el tiempo de vida del satélite, todo se controlará para obtener resultados satisfactorios.
- **Terminación funcional:** los satélites son llevados a órbitas cementerio o realizan una reentrada en la atmósfera.

2. Estado del arte de las misiones espaciales

En este apartado se realiza un repaso del estado del arte de las misiones espaciales atendiendo a su clasificación por objetivos. Para tener una idea de la importancia de este sector, en la Figura 3 se representa la inversión media anual de la Agencia Espacial Europea (European Space Agency, ESA) en diversas actividades del sector.

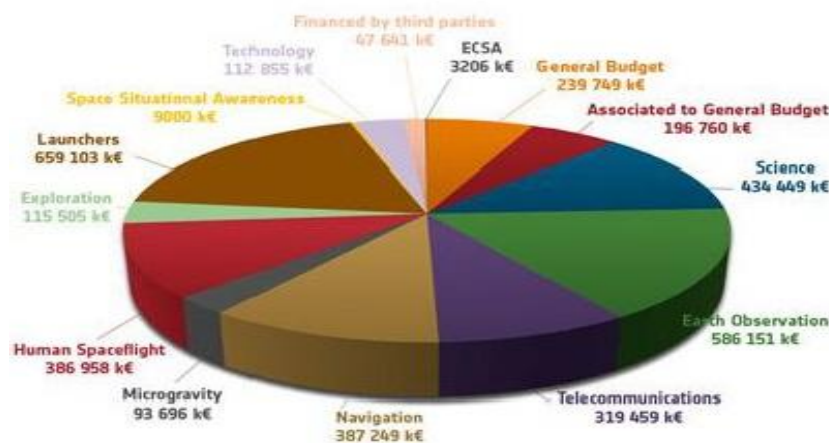


Figura 3. Inversión de la ESA en diferentes actividades del sector espacial [3].

2.1. Comunicaciones

Esta rama de aplicación es de las más antiguas, datando sus inicios entorno a los años 60 con el lanzamiento de Telstar en 1962 por la ESA. Al principio el ángulo de visión de las antenas del satélite era muy pequeño y poco preciso por lo que en tierra se construían enormes antenas de unos 20 metros de diámetro, necesarias para establecer las comunicaciones.

La evolución del ángulo de visión y de las prestaciones de estos satélites fue tan grande que en los años 90 dos de cada tres llamadas telefónicas se realizaban ya mediante satélites de telecomunicaciones. Esta evolución se puede comprobar en la Figura 4, donde se representa el número de usuarios de teléfonos móviles en el mundo desde 1995 hasta 2004. Como se puede observar, el aumento es exponencial, al igual que el de este sector.

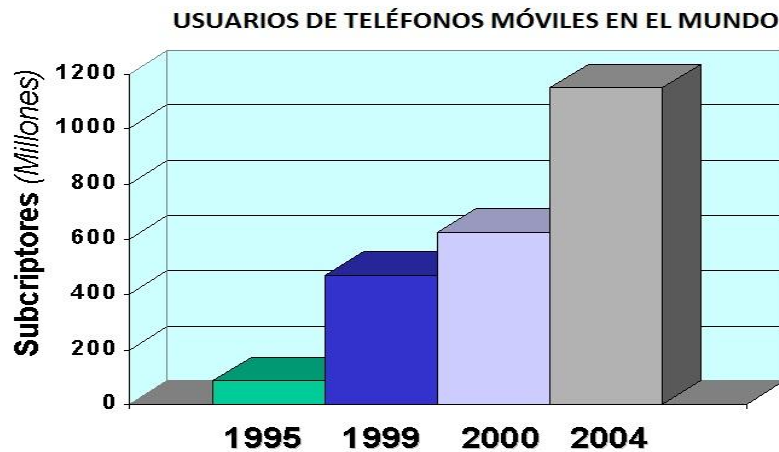


Figura 4. Evolución del número de usuarios de teléfonos móviles en el mundo [4].

Por otra parte, se desarrollaron satélites de televisión con problemas similares a los de telefonía en sus inicios. A principios del siglo XXI más de 100 millones de europeos disponían en su casa de televisión por satélite.

Yendo más allá, las comunicaciones no quedan ancladas en transmisión de datos en el entorno terrestre, sino que las agencias espaciales NASA y ESA reciben información continuamente de sondas espaciales, orbitadores y otros vehículos que fueron enviados al espacio exterior. Como ejemplo, la NASA tiene comunicación con Tierra desde el Laboratorio Científico de Marte vía tres antenas.

2.2. Navegación

Durante la misión del Sputnik 1 surgió la necesidad de conocer su posición de forma exacta, hecho que se realizó a partir de la recepción de la señal que emitía. Fue entonces cuando se pensó en invertir el problema y apareció la idea de sistema de navegación global, es decir, posicionar cualquier elemento equipado debidamente en Tierra.

El funcionamiento de un sistema de navegación global se basa en, una vez conocida la posición de los satélites de una constelación en función del tiempo, calcular la distancia a la que se encuentra un dispositivo equipado para ello multiplicando el tiempo que tarda en llegar la señal desde cada satélite a dicho dispositivo por la velocidad de la luz. Conocida la distancia en dicho instante se trazan esferas con centro en los satélites y su intersección será la posición del dispositivo.

Para que la información pueda ser transmitida desde un satélite hasta el dispositivo es necesario que se encuentre dentro de la zona de cobertura. Además, debido a que los relojes no están perfectamente ajustados el tiempo introduce errores en la distancia calculada y, por tanto, en la posición. Para tener una buena precisión es necesario que haya al menos cuatro satélites enviando señal. La Figura 5 se esquematiza éste funcionamiento.

Cómo funciona el sistema de posicionamiento global

El sistema realiza una cuadrangulación respecto de la posición de cuatro satélites y calcula la ubicación del usuario.

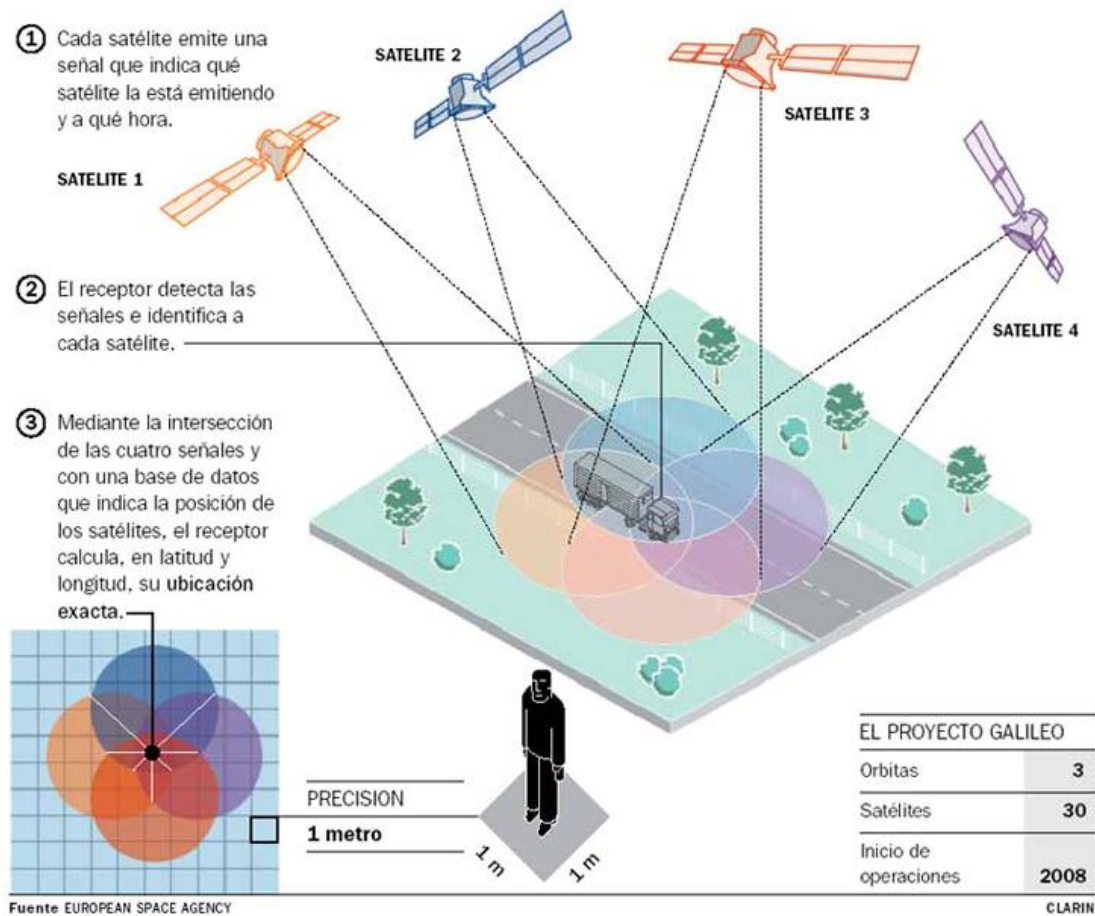


Figura 5. Esquema del funcionamiento de un sistema de posicionamiento global [5].

El desarrollo de esta idea se llevó a cabo durante la Guerra Fría, principalmente por Estados Unidos, debido al programa militar Polaris (1957), que necesitaba conocer la posición de los submarinos de la Marina norteamericana para completar la misión con éxito.

Para este fin, los americanos desarrollaron el programa TRANSIT, que en 1964 ya contaba con 10 satélites, siendo sus primeras aplicaciones civiles realizadas en 1967. Por otra parte, la Unión Soviética desarrolló en paralelo un sistema similar llamado CICADA.

Tras años de evolución se llega en 1973 a la aprobación del sistema GPS, que aprovechó los desarrollos realizados en TRANSIT y otros proyectos (TIMATION y 621-B). Este programa dispone de 24 satélites dispuestos de forma que desde cualquier punto de la Tierra siempre tendrá cobertura de al menos cuatro de ellos. Por su parte Rusia y la Unión Europea poseen actualmente programas similares, que son el Glonass y Galileo respectivamente. Galileo es el primer sistema de posicionamiento global de carácter civil y se diferencia de los otros en que sus órbitas están más inclinadas, permitiendo así obtener una mayor precisión en el posicionamiento en latitudes altas.

2.3. Observación de la Tierra

Los satélites de observación de la tierra tienen como objetivo el conocimiento de los fenómenos naturales terrestres y de su entorno espacial. Es una categoría con una amplia gama de posibilidades, por lo que se comentan varios proyectos activos de interés.

Comenzando por la meteorología, Meteosat son una serie de satélites de la ESA situados en órbita geoestacionaria sobre el Atlántico, aportando así información meteorológica sobre Europa y África. En la Figura 6 se muestra una fotografía tomada desde Meteosat.

Otros proyectos con fines diferentes son ADEOS y Copernicus. Su misión es obtener datos relativos a cambios medioambientales mundiales, destacando la destrucción de la capa de ozono, la deforestación y el efecto invernadero.

También es necesario realizar estudios orientados al sector espacial, como es el caso de GOCE, que se encarga de obtener datos del campo gravitatorio terrestre permitiendo así realizar buenas aproximaciones del geoide.

Por último, cabe destacar que en este apartado podemos encontrar misiones de carácter comercial como Landsat, dedicado a la observación en alta resolución de la superficie terrestre con objetivos económicos. En la Figura 6 se presenta una imagen tomada por este proyecto.



Figura 6. A la izquierda, imagen espectral de la bahía de Santander tomada por Landsat [6]. A la derecha, imagen tomada por Meteosat [7].

2.4. Astronomía y exploración

La astronomía y exploración tratan de estudiar zonas del espacio más allá de lo meramente terrestre. Sus objetivos son diversos: investigación del universo, búsqueda de nuevos materiales y comportamiento de vehículos espaciales en el espacio entre otros muchos y muy variados.

Por un lado encontramos misiones de exploración de las zonas del espacio más cercanas a la Tierra como la ionosfera y la magnetosfera. Misiones con este fin son Integral y Cluster, dedicadas a la observación de radiaciones electromagnéticas, o Exosat, que estudia la magnetosfera terrestre y su interacción con el viento solar.

Las misiones espaciales han ido mucho más allá, llegando a salir del Sistema Solar, como la sonda Voyager 1 de la NASA. Fue lanzada en 1977 y sigue en operativo actualmente. Durante su trayectoria ha sobrevolado planetas como Júpiter y Saturno, proporcionando imágenes

detalladas de sus lunas. Su objetivo principal actual es conocer los límites del Sistema Solar y explorar el espacio interestelar cercano.

Misiones más complejas son las que tratan de viajes espaciales tripulados. El humano ya ha sido capaz de pisar la Luna y se plantea que el próximo gran paso para la humanidad será la colonización de Marte. Para ello la NASA trabaja actualmente obteniendo datos del planeta rojo mediante comunicaciones directas con Curiosity, su Laboratorio Científico en Marte (ver Figura 7).

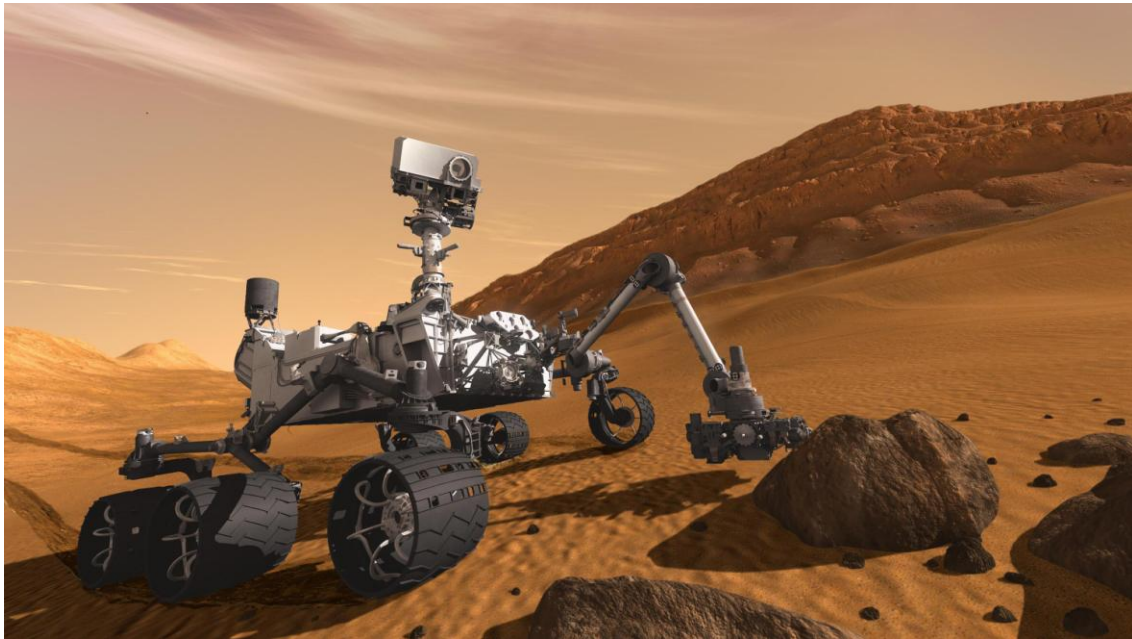


Figura 7. Imagen virtual del Laboratorio Científico en Marte o Curiosity [8].

Este apartado, al igual que el anterior, cubre una enorme cantidad de aspectos muy diferentes entre sí, demostrando que el ser humano ha sido y es capaz de desarrollar la tecnología continuamente y, por ello, alcanzar amplios conocimientos sobre el espacio terrestre y exterior. Esto hace que la verdadera limitación para el descubrimiento del espacio no sea tanto tecnológica como económica o política.

3. Diseño de la misión

3.1. Fases de diseño

Un satélite es una obra de ingeniería y, por ello, las fases en el diseño de la misión son las mismas que se emplean en un procedimiento habitual como se puede ver en la Figura 8: diseño conceptual, preliminar y detallado.

El **diseño conceptual** es la primera etapa en las labores de diseño. Partiendo de una idea muy primitiva, por ejemplo, “se quiere un satélite para poder visualizar la televisión en España”. A partir de ella se van buscando soluciones potenciales al problema de modo que las especificaciones queden cubiertas. No se obtienen ni estructuras ni estudios económicos, sólo se evalúan posibles soluciones que serán estudiadas en análisis posteriores más profundos. Refiriéndonos al ejemplo, para cumplir el objetivo se puede pensar en soluciones del tipo:

- 1) Satélite geoestacionario en la latitud de España.
- 2) Constelación de satélites, todos ellos con la misma órbita de modo que España quede cubierta por alguno de ellos en todo momento.
- 3) Otras posibilidades.

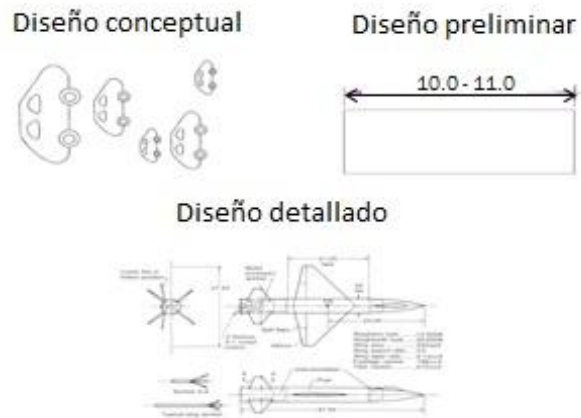


Figura 8. Esquema indicativo de las diferentes fases de un diseño industrial.

Una vez que se tienen una serie de posibilidades se pasa a un estudio más profundo de estas, **el diseño preliminar**, para evaluar las ventajas e inconvenientes de cada una de ellas, haciendo análisis de misión y económicos con una precisión del orden del 10%. Esta precisión permite trabajar con modelos medianamente sencillos para obtener resultados que serán lo suficientemente buenos para tomar la decisión final y poder seguir trabajando en el proyecto. Continuando con el ejemplo, las posibilidades obtenidas por el diseño conceptual son evaluadas y se concluye que la opción 1 es la más adecuada, es decir, un único satélite geoestacionario. Para llegar a ello se estima que hay una diferencia de unos 100M€ con respecto a la opción 2. Además, se estima que la cantidad total de combustible que debe llevar el satélite es del orden de 500kg con una masa del satélite total entre 3000kg y 3200kg. Para la misión se dan dos opciones de lanzador: A y B. Y eso entre otros valores son los obtenidos en esta fase, que será estudiada con detenimiento en la Parte IV de este proyecto.

El **diseño detallado** es la etapa más laboriosa y larga en tiempo, debido a que se introducen modelos muy sofisticados para obtener resultados con errores inferiores al 1% y se toman las decisiones finales. En el ejemplo se tiene que la masa de combustible será de 306kg de propulsante sólido y 240 de propulsante líquido. Por su parte el satélite pesará 3120kg y se lanzará en febrero de 2016 usando el lanzador A.

En la Figura 9 se puede ver una comparativa del tiempo necesario para realizar cada fase de diseño. Como se observa, el diseño detallado ocupa la mayor parte del tiempo. No obstante, el diseño preliminar llena una parte importante del gráfico.

Por tanto, para reducir el tiempo total de diseño de una misión espacial será necesario reducir los tiempos del diseño detallado y del diseño preliminar, quedando en este sentido en segundo plano el diseño conceptual, al ser mucho más breve que los otros dos. Sin embargo, el diseño detallado es muy difícil de reducir en tiempo, ya que emplea modelos muy avanzados y

complejos y, además, necesita de ensayos y certificaciones para poder seguir adelante, por lo que para reducir el tiempo de diseño hay que optimizar el diseño preliminar.

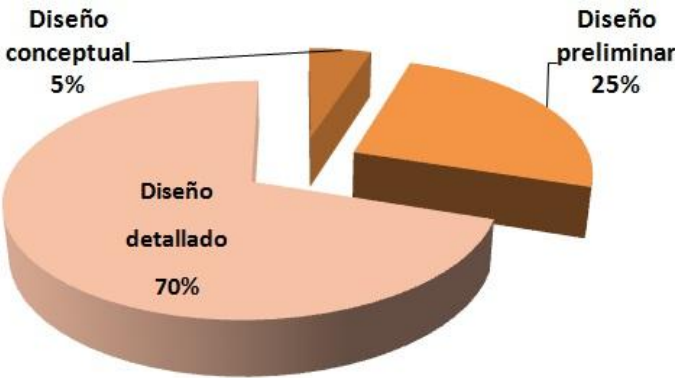


Figura 9. Relación de tiempos de las fases de diseño.

Puede parecer que un 25% del tiempo total no es demasiado. Sin embargo, si tenemos en cuenta la larga duración del diseño de las misiones espaciales, del orden de 5 años de media, dicho porcentaje supone un tiempo mayor a un año, por lo que reducirlo es importante.

Se han diseñado diferentes métodos de trabajo para tratar de optimizar este tiempo. En un principio cada ingeniero trabajaba en su departamento y se realizaban reuniones periódicas para poner en común los resultados obtenidos y compartir información con los demás. Esto es poco eficiente ya que puede que sea necesario un flujo de información más rápido. Fue entonces cuando comenzaron a aparecer las Salas de Diseño Concurrente o *Concurrent Design Facilities* (CDF) en inglés. Este proyecto centra su Parte IV en un análisis de estas salas.

3.2. Subsistemas de un satélite

Un subsistema es un conjunto de elementos del satélite que realizan una o varias funciones concretas, diferenciadas del resto. En la Tabla 1 se pueden ver los distintos subsistemas que forman un satélite con sus funciones y características principales, y en la Figura 10 se presenta un ejemplo de un satélite concreto con sus distintos subsistemas.

Tabla 1. Subsistemas de un satélite [9].

Subsistema	Función	Principales Características Cuantitativas
Comunicaciones Transpondedores Antenas	Recibir, amplificar, procesar, y retransmitir señales; capturar y radiar señales.	Potencia del Transmisor, ancho de banda, G/T, ancho de haz, orientación, ganancia, saturación de densidad de flujo de portadora
Estructura	Sostiene al satélite durante el lanzamiento y el entorno orbital	Frecuencias de resonancia, fuerzas estructurales
Control de Atitud	Mantiene las antenas apuntadas a las estaciones terrestres y las	Tolerancias de role, pitch y yaw

	células solares al sol	
Control Térmico	Mantiene los rangos de temperatura adecuados durante la vida del satélite, con y sin eclipses	Rango de temperatura media del satélite y rangos para componentes críticos
Propulsión	Mantiene la posición orbital, controla las correcciones de actitud, cambios orbitales y despliegue en la órbita inicial	Impulso específico, masa de propelente y aceleración
Potencia	Genera la energía necesaria para que el resto de subsistemas y la carga de pago funcionen durante la misión	Potencia, tensión e intensidad máximas en baterías y placas solares.
TT&C	Monitoriza el estado del satélite sus parámetros orbitales, y controla sus operaciones	Precisión de medidas de velocidad y posición, número de puntos de telemetría y número de comandos
Satélite Completo	Proporcionar operaciones de comunicaciones satisfactorias en la órbita deseada	Masa, potencia primaria, tiempo de vida, fiabilidad, número de canales y tipos de señales

La última fila de la tabla 1 es una particularización para el caso en el que el satélite tiene un objetivo relacionado con las comunicaciones. En un caso general la función del satélite completo o, mejor dicho, de la misión espacial en su conjunto, puede ser cualquiera, pero independientemente de ella, todos los subsistemas trabajan juntos cada uno en su tarea para conseguir cumplir la misión con éxito.

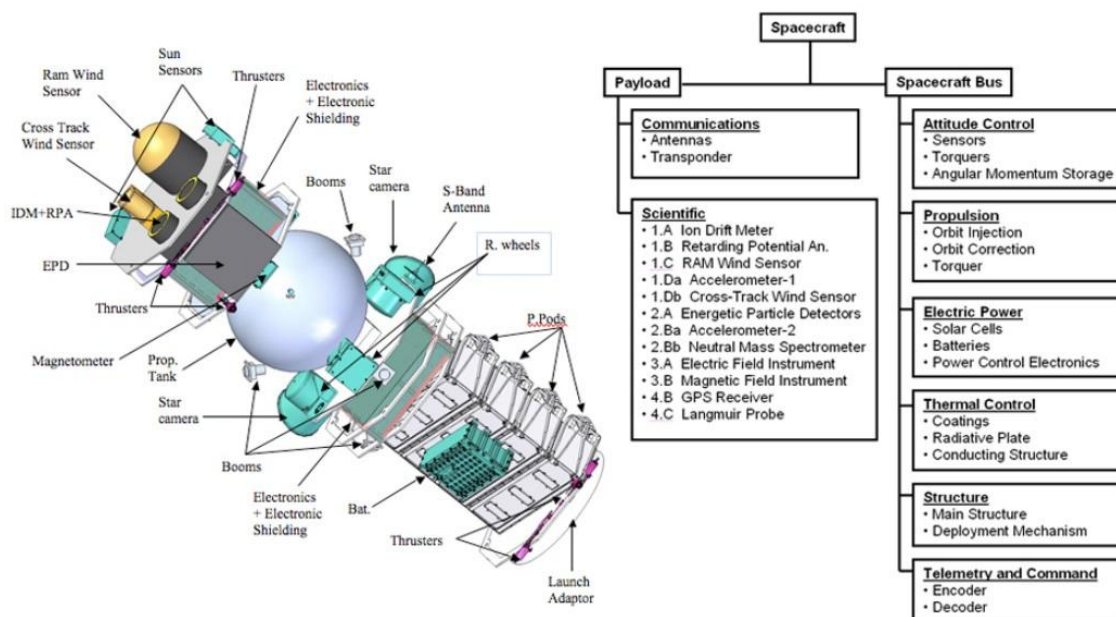


Figura 10. Subsistemas del prototipo de satélite Dédalo desarrollado por la ESA [10].

Aunque todos los subsistemas parecen ser independientes el caso es que unos no pueden funcionar o dejan de tener sentido sin los otros. Como ejemplo se piensa en un satélite que tiene una batería de litio que no puede sobrepasar una determinada temperatura (subsistema de potencia). El objetivo del subsistema de control térmico será mantener en el satélite la temperatura adecuada para que la batería no sobrepase su límite. Por ello, hay un flujo de información entre ellos.

3.3. Limitaciones actuales de las misiones espaciales

En los inicios del sector espacial las limitaciones eran puramente tecnológicas, ya que se trataba de un campo totalmente desconocido. Ya en el siglo XXI estas limitaciones están siendo reemplazadas por otras de carácter político y económico.

Es por eso que las actividades en el espacio ahora dependen más de lo que lo que interesa hacer por motivos económicos o de otro tipo, en lugar de estar sujetos a lo que es técnicamente posible.

Desde otro punto de vista, las misiones espaciales ya no se eligen por realizar algo que antes era imposible, sino que se seleccionan objetivos que merezcan la pena a nivel político, económico o social.

Debido a las limitaciones en el sector, se siguen las siguientes pautas:

- El coste de la misión se calcula desde que se analiza la idea hasta que finaliza la vida útil de la misión. Es por ello que, como se avanzaba en el apartado 3.1., es importante reducir los tiempos y, en concreto, los de diseño ya que esto supondrá una disminución considerable en el coste de la misión, permitiendo así tener un margen en esta limitación.
- Las misiones integradas consisten en la realización de misiones conjuntas, es decir, aprovechar lo mismo para diferentes fines. Así, por ejemplo, un lanzador llevará varios satélites al espacio en un viaje.
- Incrementar los programas internacionales.
- Reducir la complejidad de la misión y aprovechar infraestructuras creadas anteriormente.

3.4. Tendencias tecnológicas

La tecnología no es a día de hoy la limitación de las misiones espaciales. Sin embargo, el resto de limitaciones hacen que sea necesario que esta esté en continuo desarrollo. Por ejemplo, la económica hace que continuamente se busque una reducción de peso, consumiendo así menos combustible y, por tanto, abaratando el coste.

Las tendencias actuales son las siguientes:

- Reducción de masa, para la cual es necesario el uso de materiales más ligeros en la estructura o el desarrollo de otras tecnologías como es el caso de baterías ligeras.
- Paneles solares de alta eficiencia, consiguiendo así mejorar las prestaciones del satélite y aumentar el tiempo de vida de la misión.
- Instrumentos más pequeños y más resistentes a la radiación solar.

- Motores cohete avanzados, desarrollando en la actualidad motores iónicos y eléctricos.
- Sistemas de navegación semiautónomos.

III. SUBSISTEMA DE POTENCIA

El presente trabajo de fin de grado incluye las tareas de monitorización y equilibrado de las baterías del UPMSat-2. Además, para la comprensión de estas baterías se realizaron diversos ensayos en baterías comerciales. Las tareas fueron desarrolladas en la Sala de Integración y el Laboratorio de Electrónica Avanzada del IDR/UOM en el Campus de Montegancedo.

El subsistema de potencia de un satélite (o microsátélite) genera, almacena, distribuye y controla la energía que todos subsistemas y la carga de pago del satélite necesitan, incluido él mismo.

Los componentes principales son las placas solares, las baterías y los reguladores de tensión además de otros elementos necesarios para el control de la corriente eléctrica. Un esquema de cómo se organiza la energía del satélite se muestra en la Figura 11.

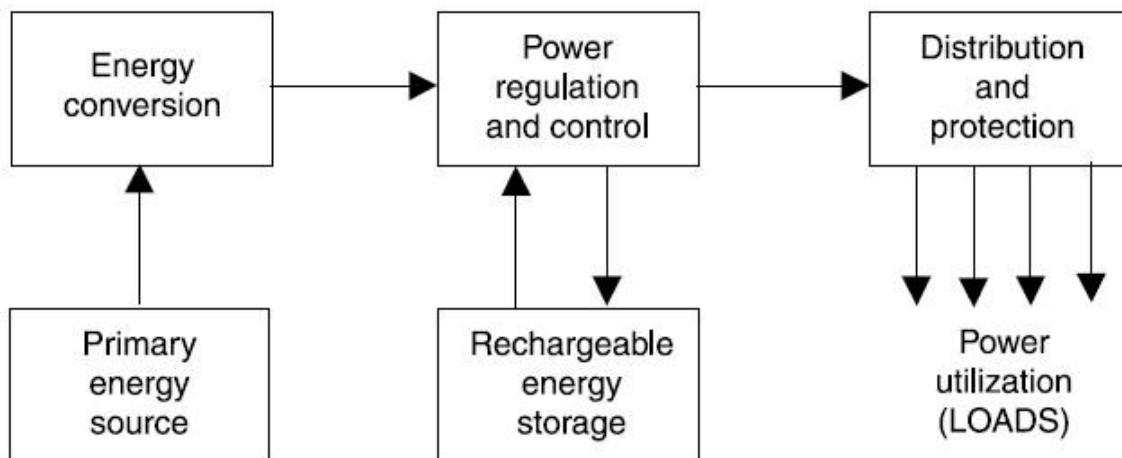


Figura 11. Flujo de la energía en subsistema de potencia de un satélite [11].

En esta parte del proyecto se explicará el funcionamiento del subsistema de potencia de un satélite como un conjunto formado por batería y panel solar. Posteriormente, se analizará el trabajo que requiere la batería antes de ser enviada al espacio, destacando pruebas, monitorización y equilibrado.

4. Elementos principales del subsistema de potencia

En el espacio está muy extendida la obtención de energía eléctrica utilizando el Sol como fuente. La idea es conseguir un sistema como conjunto en el que la batería aporte energía a las cargas durante los periodos de eclipse, y que el resto del tiempo sea el panel solar el que realiza esta acción, además de cargar la batería.

Dentro de este sistema hay que incluir el regulador de tensión, ya que la tensión proporcionada por los paneles solares y por la batería está lejos de ser constante. Por ejemplo, en un panel solar la tensión es mayor cuando está frío, es decir, al salir de las zonas de eclipse.

A continuación se señalarán las características más importantes de cada parte de este sistema, así como su arquitectura en microsátélites.

4.1. Panel solar

Un panel solar está compuesto por una gran cantidad de celdas fotovoltaicas (PV) conectadas en serie o en paralelo para conseguir extraer del sol una corriente eléctrica con tensión e intensidad adecuadas para la misión.

Su funcionamiento básico consiste en convertir la energía de los protones incidentes en corriente continua, que circulará por un circuito exterior al panel. Para analizar de forma teórica la corriente que se obtiene de un panel solar se han empleado métodos gráficos, analíticos y numéricos. Si el lector está interesado en conocer los modelos puede consultar las referencias [12], [13] y [14]. De estos métodos se obtienen gráficas como las de la Figura 12, en la que se analizan las posibilidades de funcionamiento que presentan los paneles.

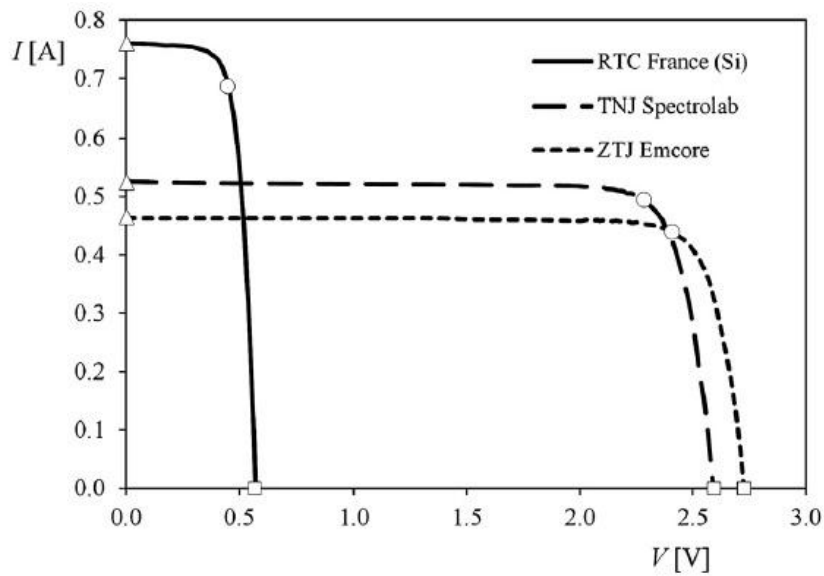


Figura 12. Curvas de funcionamiento de tres paneles solares diferentes. Los triángulos indican cortocircuito, los círculos máxima potencia y los cuadrados circuito abierto [14].

La curva intensidad-tensión de un panel solar se ve alterada por factores externos como la temperatura y la dosis de radiación de partículas a la que son expuestos. En la Figura 13 se muestra esta variación.

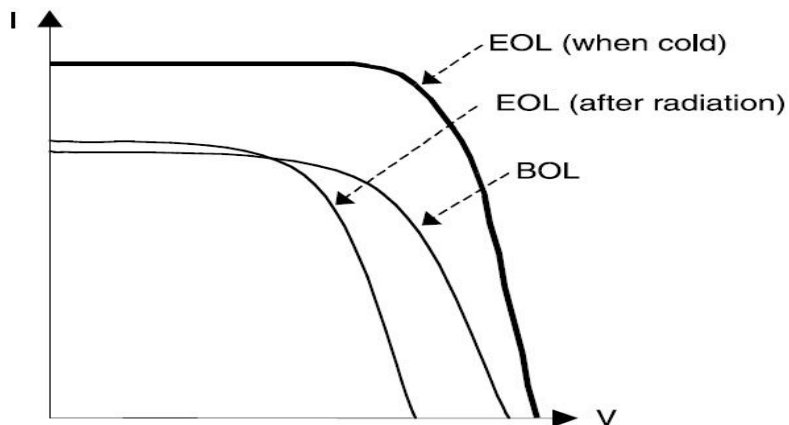


Figura 13. Curva I-V de un panel solar afectada por cambios de temperatura y radiación [11].

En la Figura 13 se observa que en el inicio de vida (Beginning of Life “BOL”) and fin de vida (End Of Life “EOL”) hay cambios sustanciales de la curva I - V . Además, el panel es mucho más eficiente cuando está frío, es decir, a la salida de los eclipses.

4.2. Batería

Las baterías empleadas para este subsistema han de ser recargables, que ya realizarán ciclos de descarga (en los periodos de eclipse) y carga (el resto del tiempo).

Están compuestas por celdas electroquímicas recargables que se conectan entre sí en serie o en paralelo, con el fin de conseguir la tensión e intensidad requerida.

El parámetro que permite medir la cantidad de energía almacenada por una batería es la capacidad, que se mide en [Ah]. Se define como la cantidad de carga eléctrica que una batería puede almacenar. Se puede relacionar también con la velocidad de descarga, entendiéndose que si se pone a trabajar una batería de 1 Ah, se podrá obtener una corriente de un 1 A durante 1 hora o, por ejemplo, una corriente de 0.5 A durante 2 horas. Aunque esto no es del todo cierto, debido a que la capacidad no se comporta de forma lineal, sino que hay factores como la temperatura y la velocidad de carga-descarga que hacen que varíe, es una buena aproximación.

La tensión de la batería es máxima cuando está totalmente cargada y mínima cuando se encuentra descargada. Una curva típica descarga de una batería es la mostrada en la Figura 14.

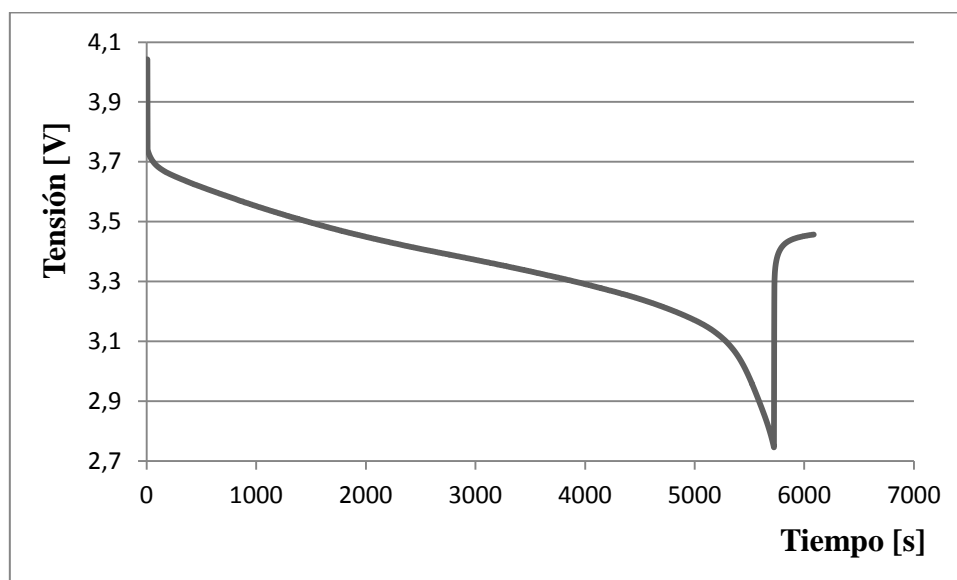


Figura 14. Curva de descarga de batería de ión-Li obtenida en el Laboratorio de Electrónica Avanzada del IDR/UPM.

La curva de carga será simétrica a la de la Figura 14. Como se puede comprobar, se pueden distinguir cuatro zonas:

- Zona de caída brusca de la tensión (inicio de la descarga).
- Zona de caída suave (también llamada zona lineal).
- Zona de caída brusca de la tensión (fin de la descarga).
- Zona de rebote.

El tiempo de vida las cargas que van conectadas a la batería depende de un correcto funcionamiento de esta última. Por ello, durante los últimos años, se ha convertido en objetivo prioritario obtener modelos de baterías con elevada precisión. Si se desea profundizar más en estos aspectos consultar referencia [15].

4.3. Aplicación a microsatélites

Los microsatélites son aquellos satélites cuyas dimensiones y masa son pequeñas. Aunque no hay unos límites estrictos, se pueden definir las siguientes categorías:

- Satélite pequeño: masa mojada < 500 kg
- Microsatélite: masa mojada < 100 kg
- Nanosatélite: masa mojada < 10 kg

Cuando el satélite es tan pequeño que la máxima exigencia de potencia es del orden de Watios se puede emplear una arquitectura del sistema de potencia (red de conexiones y elementos que la forman) sencilla. En general en un microsatélite, el panel solar, la batería y las cargas estarán conectados en paralelo entre sí y con un regulador, como se muestra en la Figura 15.

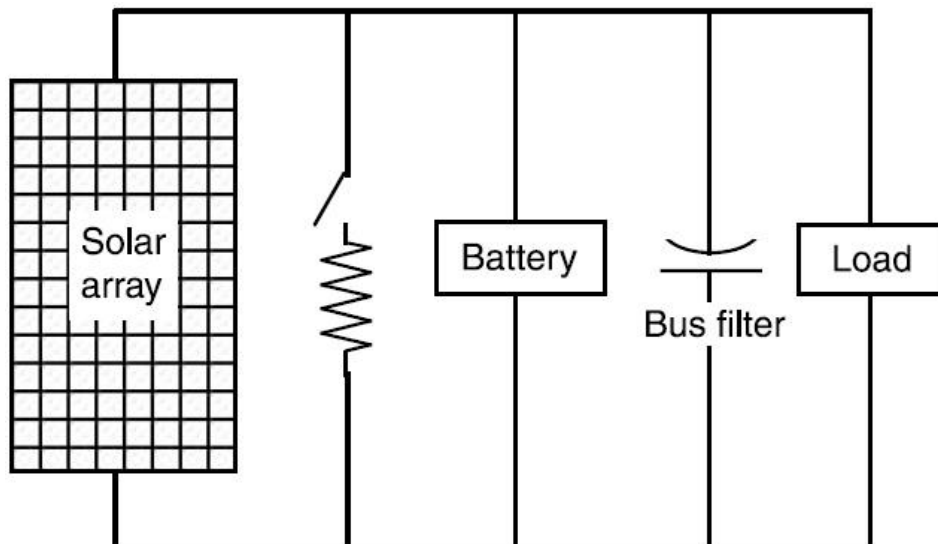


Figura 15. Arquitectura del subsistema de potencia de un microsatélite [11].

Gracias a la constante conexión en paralelo la arquitectura queda muy simplificada, ya que durante los tiempos de eclipse la batería dará energía a las cargas y por la rama del panel solar no habrá intensidad. El resto del tiempo la batería se cargará por el panel solar y este, a su vez, alimentará las cargas.

Otra posibilidad es que estos satélites sólo necesiten energía durante el tiempo en el que se encuentra expuesto al Sol. En este caso la batería sería prescindible y se obtendrían arquitecturas aún más sencillas como las de la Figura 16. Por último, es posible realizar el montaje sin necesidad de regulador mediante el uso de diodos, como se muestra en la Figura 17:

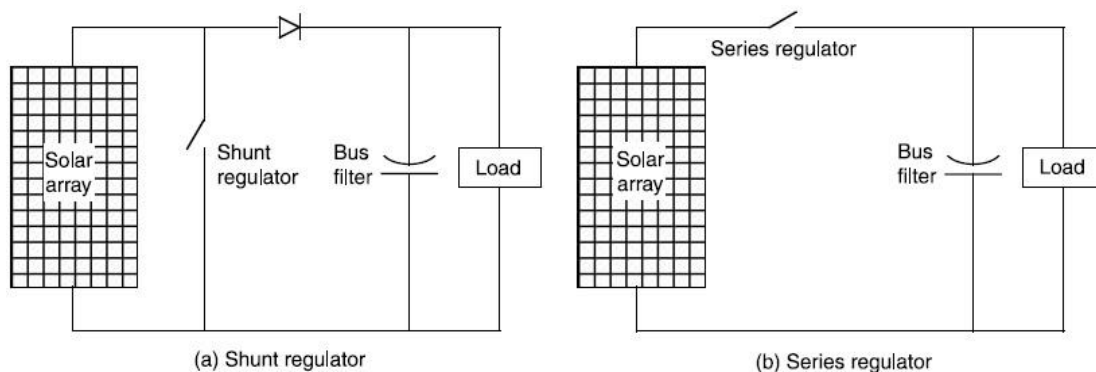


Figura 16. Estructura del subsistema de potencia de un microsatélite con necesidad energética únicamente durante el periodo en el que recibe luz solar [11].

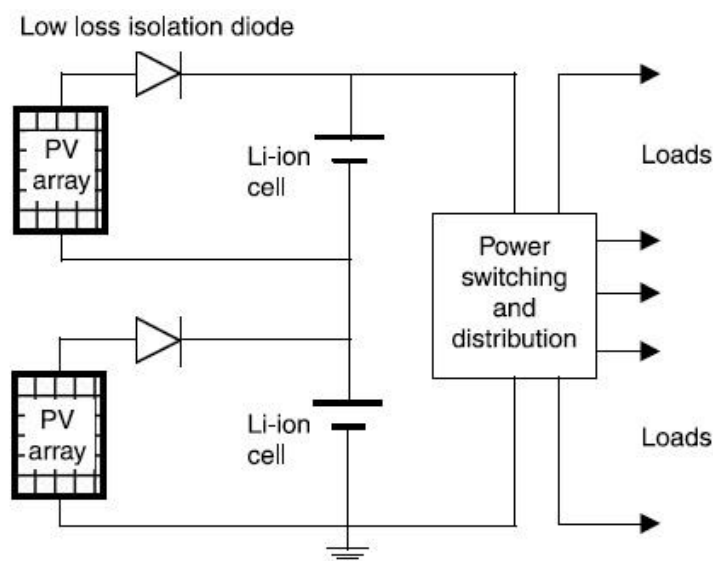


Figura 17. Arquitectura del subsistema de potencia de un microsatélite sin regulador [11].

5. Ensayos de carga y descarga de baterías en el IDR/UPM

Para comprender mejor las curvas de carga y descarga de baterías antes de realizar tareas más delicadas con la batería del satélite UPMSat-2, se llevaron a cabo un total de 24 ensayos con 6 baterías: dos de descarga y otros dos de carga con cada una de ellas.

5.1. Descripción de las baterías ensayadas

Se trata de 6 baterías del modelo ICR18650-26F facilitadas por el IDR/UPM correspondientes a la serie C (numeradas desde C1 hasta C6). Las características más importantes a tener en cuenta para la realización del ensayo se muestran en la Tabla 2.

Tabla 2. Características principales de las baterías de la serie C del modelo ICR18650-26D de ión-Li.

Parámetros	Especificación
Capacidad nominal	2600 mAh (0.2C, 2.75 V descarga)
Capacidad mínima	2550 mAh (0.2C, 2.75 V descarga)
Tensión nominal	3.7 V
Tensión máxima en carga	4.2 ± 0.05 V
Tensión mínima	2.75 V

Máxima corriente en carga	2600 mA (25°C)
Máxima corriente en descarga	2600 mA (25°C)

Además, el manual describe el proceso estándar como:

- Carga a intensidad constante $I = 1300\text{mA}$ (C/2) a temperatura ambiente (25°C) hasta la tensión máxima: 4.2 V.
- Descarga a intensidad constante $I = 520\text{mA}$ (C/5) a temperatura ambiente (25°C) hasta la tensión de corte: 2.75 V.

5.2. Descripción del banco de ensayos

El banco de ensayos empleado se encuentra en el Laboratorio de Electrónica Avanzada (LEA) del IDR/UPM. La instalación fue realizada se realizó junto con otros dos compañeros de prácticas. En la Figura 18 se muestran los elementos empleados para realizar los ensayos.

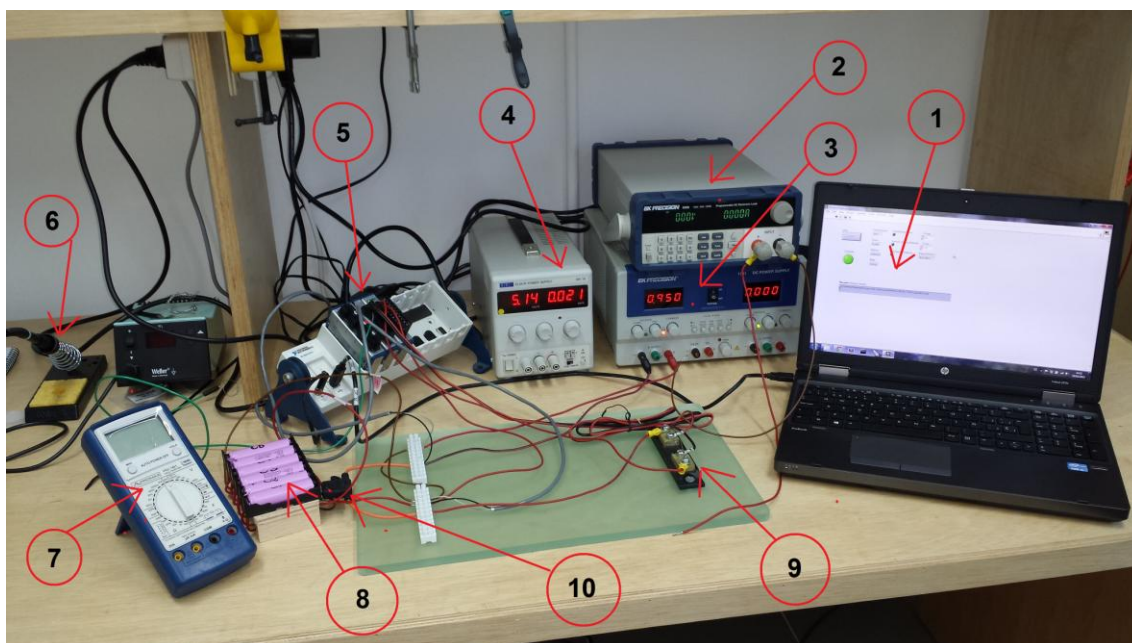


Figura 18. LEA del IDR/UPM durante un proceso de equilibrado de las baterías para comenzar ensayos con todas en las mismas condiciones. 1. Software. 2. B&K 8500. 3. 1761 Power Supply BK Precision. 4. EL301R Power Supply. 5. Sistema de adquisición de datos. 6. Estañador. 7. Multímetro. 8. Soporte para baterías. 9. Shunt. 10. Fusible.

Esos elementos son:

- 1) **Software:** se emplearon LabView y PV8500 Software.
- 2) **B&K 8500:** se trata de una **resistencia electrónica variable** de gran precisión (tres cifras decimales). Empleada para realizar descargas a intensidad constante.
- 3) **1761 Power Supply BK Precision:** fuente de alimentación. Empleada para ensayos a altas intensidades.
- 4) **EL301R Power Supply:** Fuente de alimentación con limitación de 1 A, por lo que se empleó para cargas a baja intensidad.
- 5) **Sistema de adquisición de datos** (Ni cDAQ – 9172).
- 6) **Estañador.**

- 7) **Multímetro:** herramienta versátil para dar apoyo al resto y comprobar medidas, antes, durante y tras los ensayos.
- 8) **Soporte para baterías.**
- 9) **Shunt:** elemento integrado en el circuito cuya resistencia se conoce con mucha precisión, por lo que midiendo la tensión a ambos lados se puede calcular la intensidad. Sus valores característicos son: 2.5 A y 60 mV.
- 10) **Fusible:** de 3 A para evitar problemas en los elementos del circuito si se eleva la intensidad descontroladamente.

5.3. Descripción de los ensayos

Se realizaron ensayos de descarga seguidos de carga de las baterías. Antes de comenzar, se realizaba un equilibrado colocando las 6 baterías en paralelo en el soporte y se aplicaba tensión mediante una de las fuentes hasta conseguir que todas las baterías estuviesen a 4.1 V de tensión.

Se realizaron dos series de ensayos, la primera con descargas y cargas de cada batería por separado a $I = C/2$ y la segunda a $C/5$.

Los ensayos de descarga se realizaron desde la tensión inicial de 4.1 V hasta la tensión mínima de corte cuyo valor es 2.75 V. La intensidad era ajustada en la resistencia variable y el parámetro de corte introducido en el "LabView" y en PV8500 Software. Ambos programas se encargaban de recopilar los datos de tensión en función del tiempo y, en el instante en el que la tensión alcanzaba la de corte, se abría automáticamente el circuito. Tras esto el "LabView" seguía tomando datos de tensión con lo que se completan las curvas con la parte del "rebote".

Tras el ensayo de descarga se dejaba la batería correspondiente reposar durante un tiempo aceptable (habitualmente se emplearon tiempos de entre media y una hora), para evitar que el efecto rebote condicionase las medidas en la curva de carga.

A continuación se realizaba el proceso de carga de la misma batería. En este caso la tensión inicial era la tensión en la que se estabilizaba la batería tras el rebote, siempre superior a 2.75 V (del orden de 3.20 V) y se llegaba de nuevo a 4.1 V de tensión, en la cual se abría el circuito. La intensidad era introducida en la fuente de alimentación empleada y los parámetros de corte en LabView.

5.4. Resultados de los ensayos

Tras los datos obtenidos en los ensayos se trabajó en la obtención de curvas de carga y descarga de las baterías descritas en el apartado 5.1. Cabe decir que las baterías empleadas son relativamente antiguas, por lo que algunas de las curvas no se obtienen con total precisión. No obstante, permiten realizar afirmaciones sobre el envejecimiento de las mismas.

En primer lugar, se presentan en las Figuras 19 y 20 las curvas de descarga y carga de las baterías C1 y C3, que son las que mejor comportamiento presentaron.

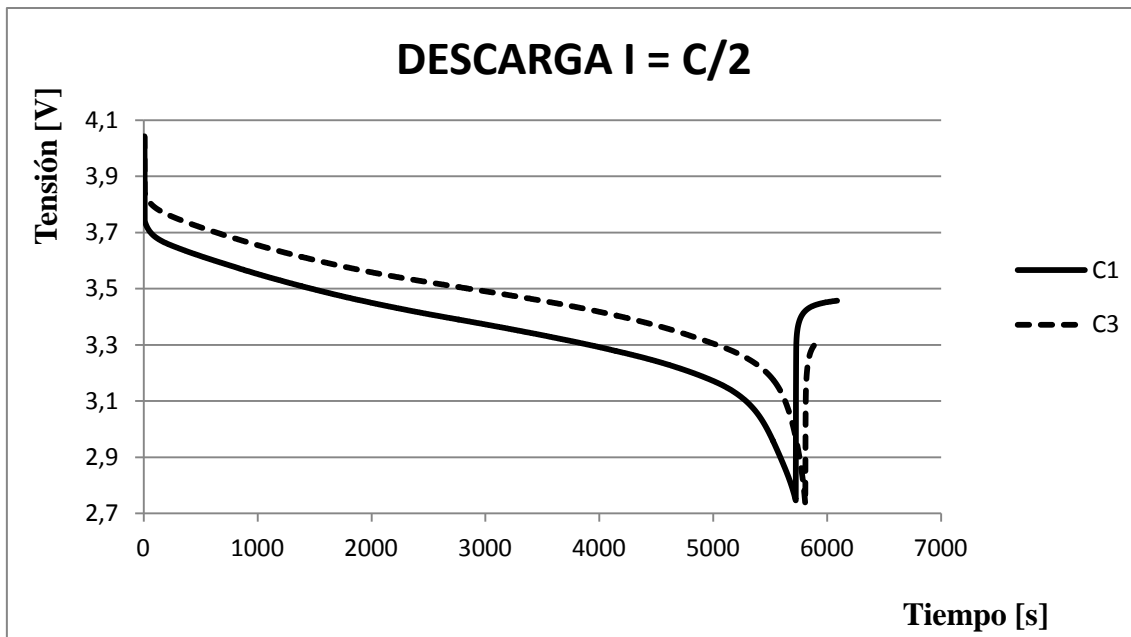


Figura 19. Curvas de descarga de las baterías C1 y C3 a $I = C/2$ obtenidas en el LEA del IDR/UPM.

En ellas se pueden apreciar las cuatro zonas características de las curvas de batería. Es interesante comentar que en la primera zona, se produce una caída más acusada de la tensión de C1 que de C3 (aproximadamente 0.1 V mayor). Esto se debe a que está un poco deteriorada. No obstante, el valor de la caída no es elevado, por lo que C1 se puede considerar en buen estado. Se observa que durante el resto de la curva esa distancia se mantiene casi constante. Por otro lado, la descarga se realizó a $C/2$, por lo que según la definición de capacidad este ensayo debió durar algo menos de dos horas (ya que se realiza desde una tensión de 4.1 V en lugar de 4.2 V que es la tensión máxima) y, se comprueba que efectivamente es así, ya que la duración del ensayo de C3 es de 1 h 40 min.

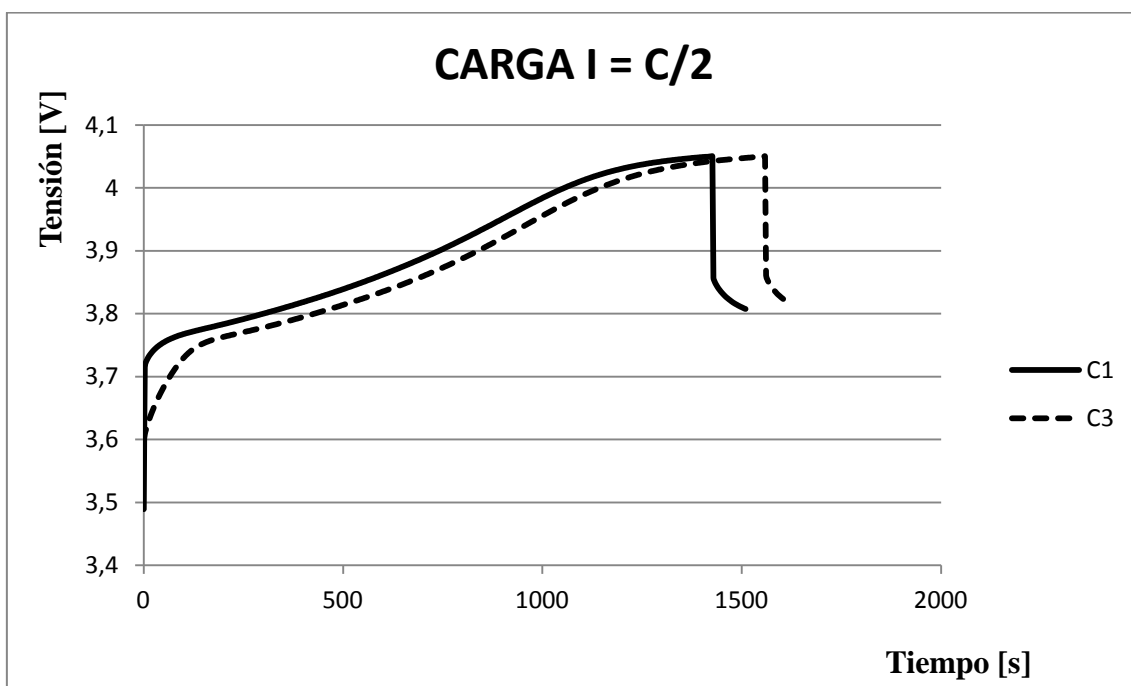


Figura 20. Curvas de carga de las baterías C1 y C3 a $I = C/2$ obtenidas en el LEA del IDR/UPM.

En estos casos la curva de carga no es simétrica debido al tipo de ensayo realizado, ya que el inicio de la carga se producía en la tensión estabilizada tras el rebote y no en el fin teórico del ensayo de descarga. Ya en la curva de descarga se aprecia un posible deterioro de la batería C1. En este caso se reafirma debido a que el tiempo (proporcional a la capacidad) de carga es inferior a la batería C3, lo que quiere decir que no se produce en ella una carga completa.

En segundo lugar se presenta una gráfica (Figura 21) de los ensayos de descarga de la batería C3 a intensidades $C/2$ y $C/5$.

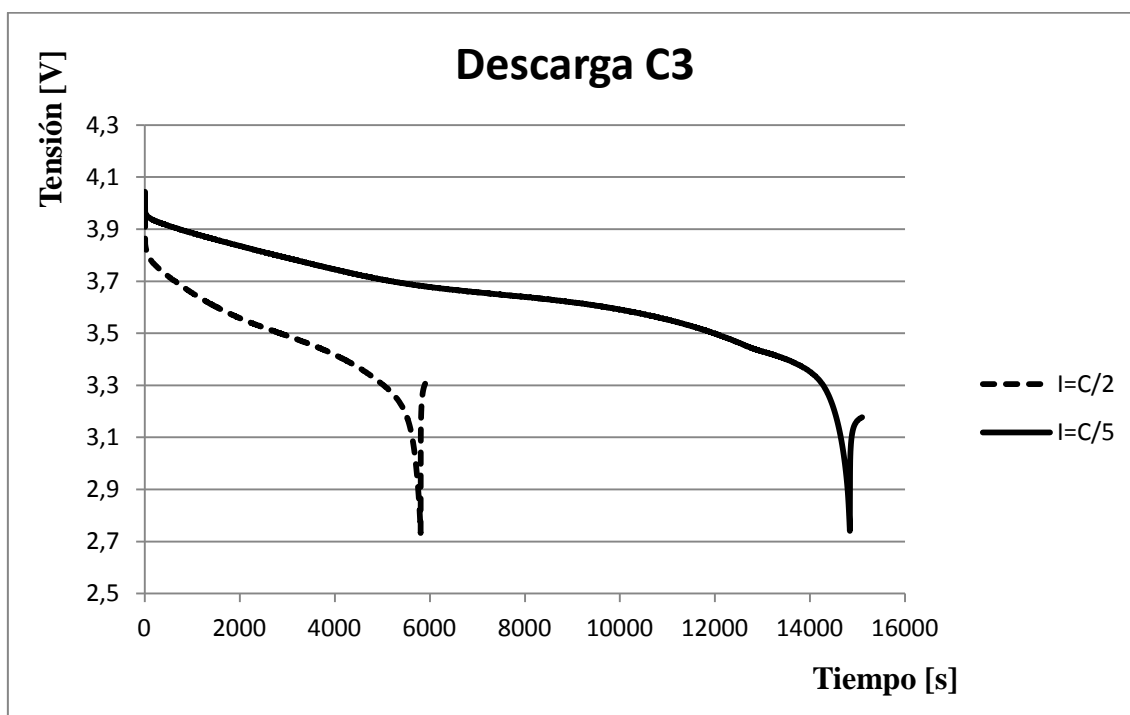


Figura 21. Curvas de descarga de la batería C3 a $I=C/2$ e $I=C/5$ obtenidas en el LEA del IDR/UPM.

Las diferencias son las siguientes:

- **Duración del ensayo:** a $C/5$ el tiempo fue de 4 h 15 min, que se corresponde con lo predicho por la teoría. Por su parte a $C/2$ la duración fue de 1 h 40 min, como se comenta anteriormente.
- **Primera zona:** la caída de tensión producida a $C/2$ es superior a la de $C/5$. Esto se debe a que una descarga a menor velocidad hace que la batería realice un esfuerzo más suave y controlado, reduciendo así los picos.
- **Cuarta zona:** con el rebote ocurre lo mismo que en la primera zona, es mayor para la descarga a $C/2$ que a $C/5$.

Las deducciones obtenidas en la primera y en la cuarta zona serán útiles en el equilibrado de la batería del UPMSat-2.

A continuación se realiza una recopilación de posibles factores que alteran los ensayos realizados en el laboratorio y de resultados obtenidos que no se ajustan a la teoría.

Hay posibilidad de que la batería pierda la conexión de forma instantánea, bien por un movimiento en el cableado o por un desajuste electrónico. En el caso de que eso ocurra, se

producirá un rebote intermedio, como se observa en la Figura 22, que será recuperado instantáneamente en el momento que se restablezca la conexión. Se observa que la carga continúa la carga desde una tensión ligeramente inferior debido a pérdidas producidas en el llamado rebote.

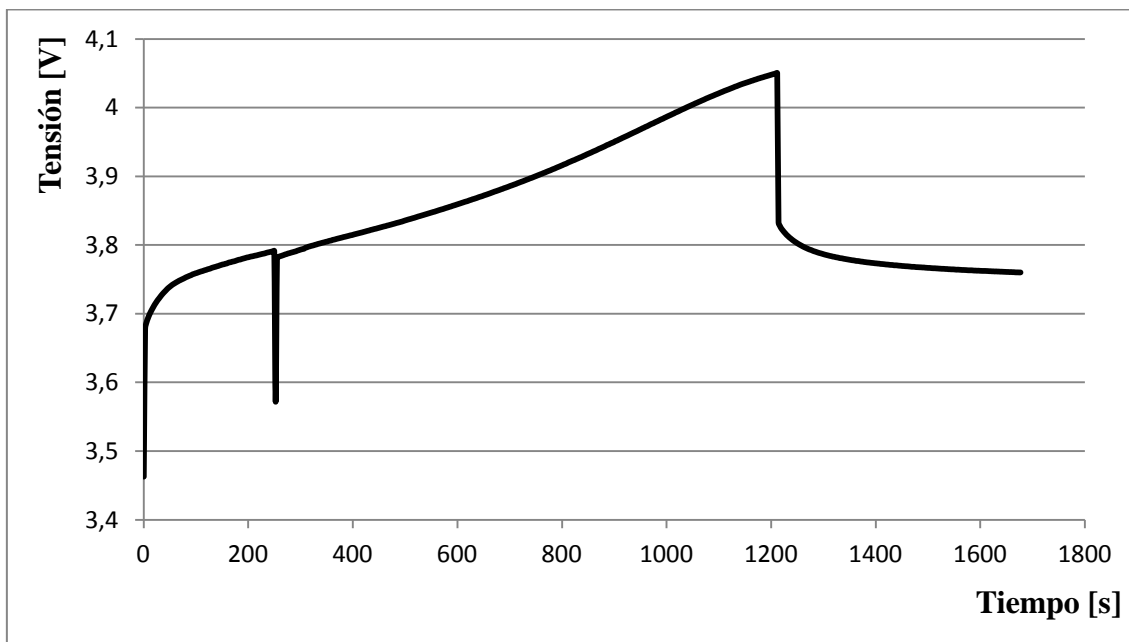


Figura 22. Pérdida de conexión instantánea producida durante el proceso de carga de la batería C6 en el LEA del IDR/UPM.

Otro factor que altera los resultados es el tiempo de espera entre ensayos de una misma batería. Este tiempo suele estar estipulado por el fabricante en el manual de uso de las baterías y, en caso de que no lo esté, conviene dejar un tiempo prudencial. En la Figura 23 se observa el comportamiento de una batería sometida al ensayo de carga sin tiempo de espera tras el de descarga.

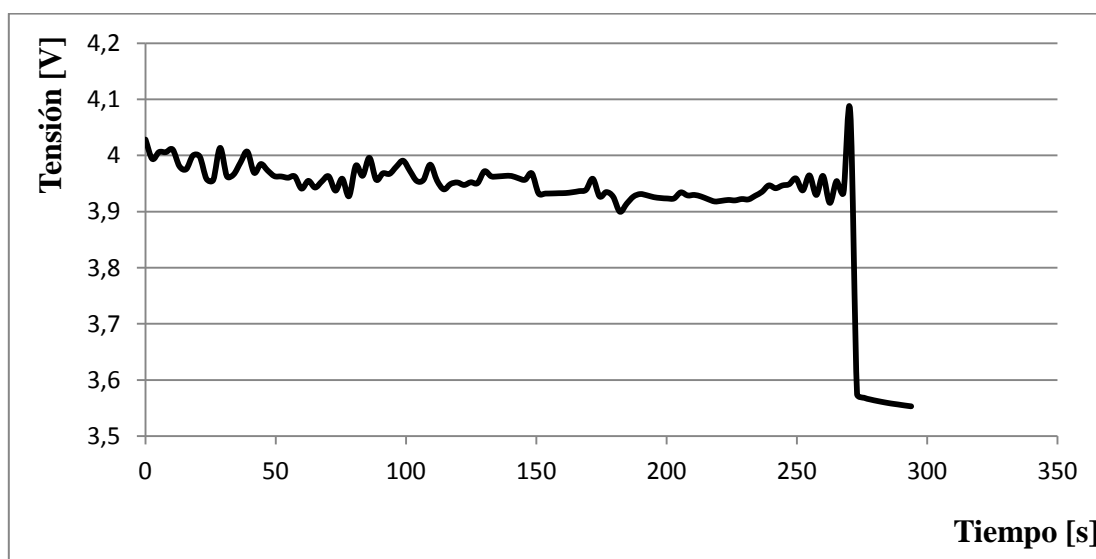


Figura 23. Ensayo de comportamiento de batería ante ensayos consecutivos sin tiempo de espera realizado en el IDR/UPM.

Se realizó un proceso de descarga hasta aproximadamente 3.2 V a una intensidad $C/2$ y sin espera se conectó a la fuente de alimentación a $C/2$ para comprobar su reacción. Se observa un cúmulo entre el rebote (zona final de la curva de descarga) y la subida rápida inicial de la primera zona de la curva de carga, ya que instantáneamente se obtiene una tensión superior a 4 V.

Tras una evolución irregular en la que la tendencia es de descarga (aún siendo el ensayo de carga) debido a la suma de los efectos de rebote de la descarga y la carga en sí, se alcanza un gran pico final que supera la tensión de corte marcada y finaliza el ensayo.

El siguiente efecto que se quiere mostrar es una fuerte dispersión en un ensayo de descarga de batería, como se muestra en la Figura 24. La tendencia de la curva es la adecuada pero no el comportamiento de la batería, ya que entorno al valor que debería tomar posee desviaciones en la tensión, mostrando así que está deteriorada.

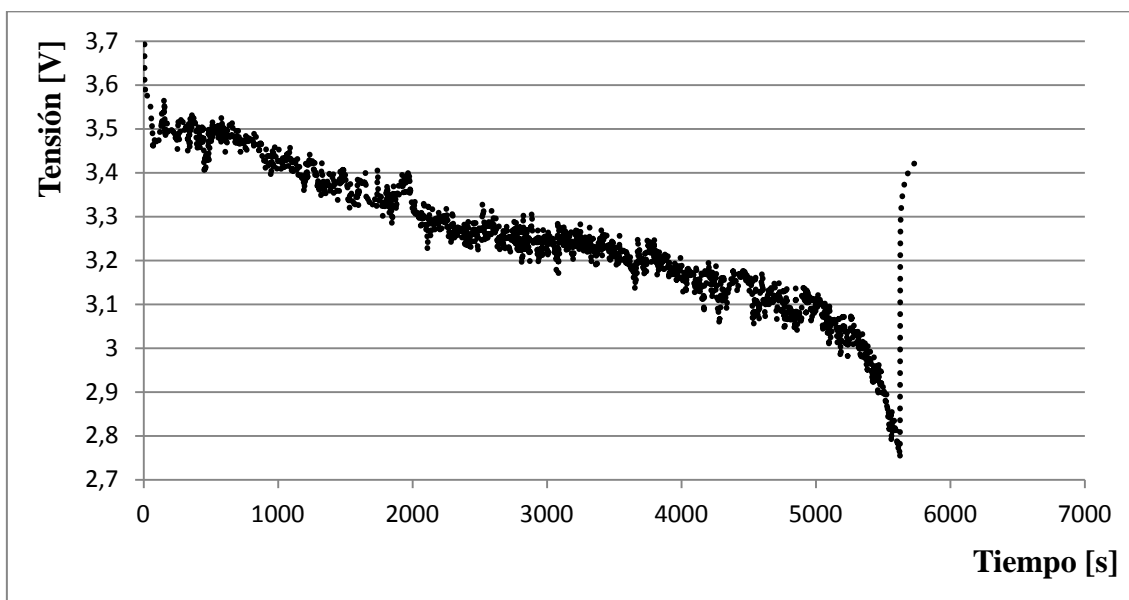


Figura 24. Ensayo de descarga de batería C4 (deteriorada) realizado en el LEA del IDR/UPM.

Para terminar se presenta una batería claramente envejecida (ver Figura 25). Ya se anticipaba alguna muestra de deterioro y envejecimiento al comparar las baterías C1 y C3. En este caso se comparan las baterías C2 y C3. Se conoce que la batería C2 está deteriorada. Con el apoyo de las gráficas se llega a las siguientes afirmaciones, con las cuales se puede conocer si una batería se encuentra o no en buen estado.

En la curva de descarga:

- La caída en el tramo inicial es 0.25 V mayor en C2 que en C3.
- C2 no presenta una curva del todo correcta, ya que tras la caída aparece una recuperación hasta que se introduce en el segundo tramo.

Por su parte, en la carga se observa:

- Enorme subida en el primer tramo de la batería C2, con una diferencia de más de 0.6 V con respecto a C3.

- De nuevo, al igual que en descarga pero a la inversa, se produce una caída antes de entrar en el segundo tramo de la curva.
- El tiempo (asociado a la capacidad) permite comprobar que en C2 se llega sólo al 20% de la capacidad total aproximadamente.

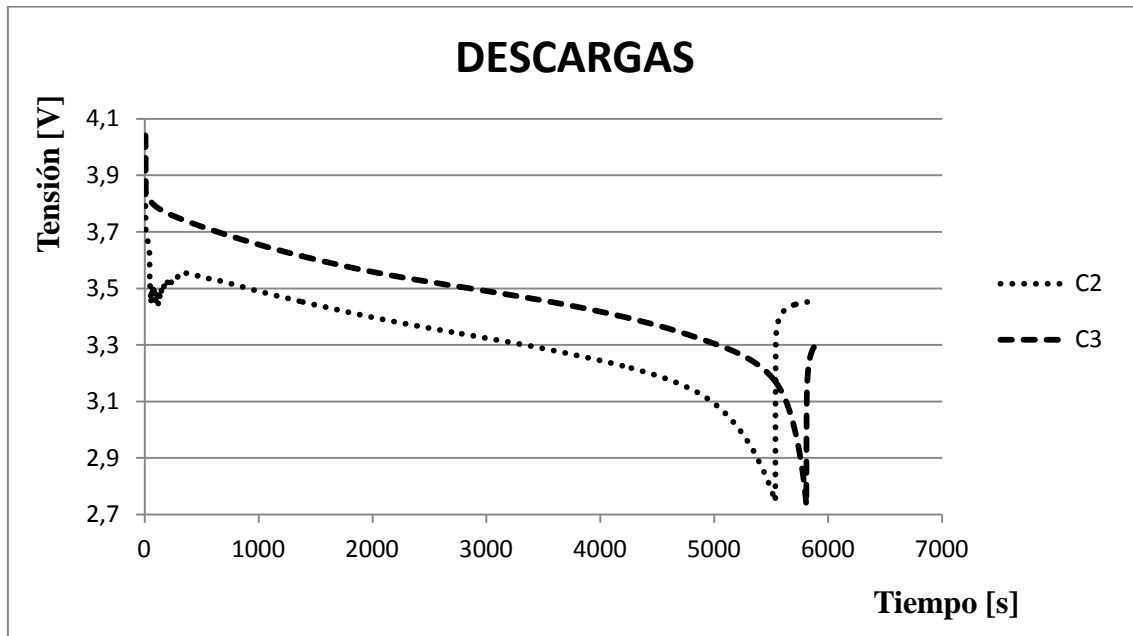


Figura 25. Curvas de descarga de baterías C2 y C3 a $I=C/2$ realizadas en el LEA del IDR/UPM.

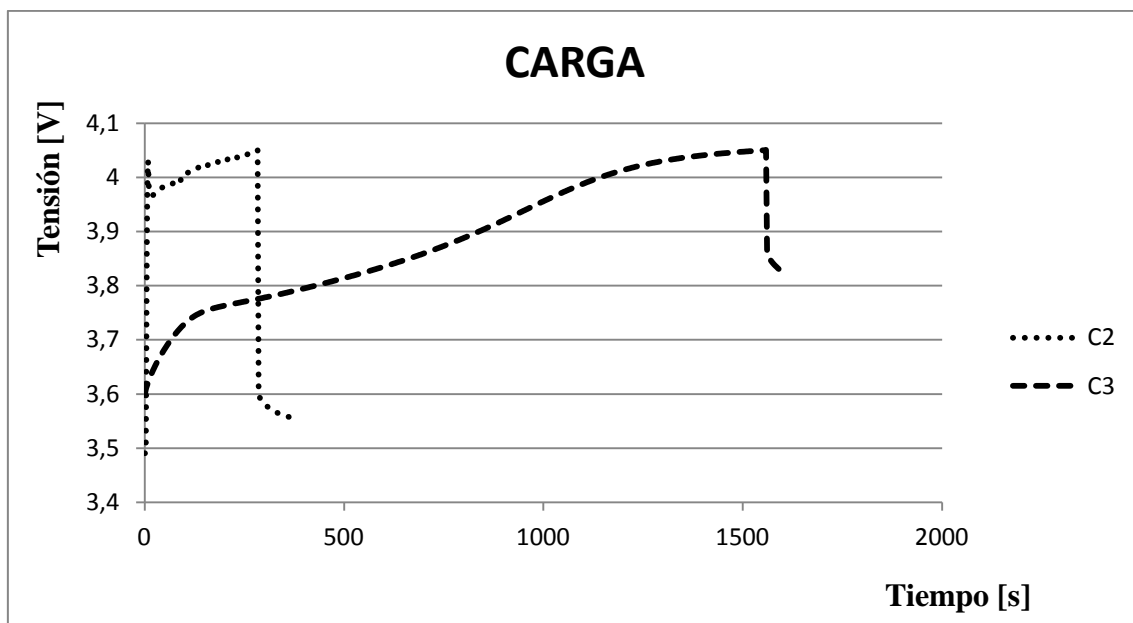


Figura 26. Curvas de carga de baterías C2 y C3 a $I=C/2$ realizadas en el LEA del IDR/UPM.

6. Trabajo con la batería del UPMSat-2

En este capítulo se explican los requisitos de calidad de las baterías de los satélites, centrandó el estudio en la batería del UPMSat-2, así como los procesos de monitorización y equilibrado llevados a cabo en la sala limpia del IDR/UPM.

6.1. Subsistema de potencia del UPMSat-2

Se emplea una batería de la empresa Saft, con la cual se ha trabajado durante la realización de este proyecto, capaz de cumplir los requisitos impuestos por la misión del UPMSat-2 junto con los paneles solares. Para conocer mejor estos requisitos se introduce la misión del UPMSat-2.

6.1.1. Introducción al UPMSat-2

UPMSat-2 (ver Figura 27) es un proyecto organizado por los grupos UPM/IDR (dirección del proyecto y subsistemas), STRAST/UPM y TECNOBIT cuyos principales objetivos son adquirir conocimientos en tecnología espacial, experimentar con tecnologías propias (aplicación directa a la enseñanza) y colaborar con empresas del sector espacial. Para ello, se ha elegido un satélite con las siguientes características principales:

- Dimensiones: $0.5 \times 0.5 \times 0.6 \text{ m}^3$ aproximadamente.
- Masa total: 50 kg.
- Potencia máxima: 15 W.
- Órbita polar y heliosíncrona: altitud de 600 km, con 98° de inclinación y periodo de aproximadamente 97 min.
- Vida útil superior a 2 años.
- Carga útil formada por experimentos.



Figura 27. Imagen CAD del satélite UPMSat-2 [16].

6.1.2. Subsistema de potencia del UPMSat-2

Una vez conocida la misión y decidida la órbita, aparecen una serie de requerimientos referidos al subsistema de potencia, que son los siguientes:

- Energía asegurada para más de 2 años de misión.
- Debe poder aportar 15 W (potencia máxima) en los momentos que sea necesario.
- Baterías cargadas suficientemente durante el tiempo de Sol y proporcionando energía durante el tiempo de eclipse, que es igual al 36.7% del tiempo total.

Para cumplir todos estos requisitos se eligieron los siguientes elementos:

- Paneles solares de GaAs de 4 series de 10 células, con potencia máxima de 40 W a 25 V. Se instalarán 4 paneles solares (uno en cada cara lateral) y medio en la cara superior (ver Figura 27)
- Batería de Saft de 18 Ah de capacidad, formada por 4 series de 6 celdas cada una, cuyas características principales se presentan en la Tabla 3.

Tabla 3. Características principales de la batería Saft del UPMSat-2.

Características	Valores
Capacidad	18 Ah
Energía	366.5 Wh
Tensión máxima	24.60 V
Tensión nominal	24.30 V
Tensión mínima	18.75 V
Dimensiones	240 x 175 x 90 mm ³
Masa	3.65 kg

Para la realización de la monitorización, el equilibrado y, en general, para trabajar con ella, es necesario tener en cuenta los valores mostrados en la Tabla 4.

Tabla 4. Valores límite en carga y descarga de la batería Saft del UPMSat-2.

CARGA	
Temperatura	Corriente Máxima
-20°C	0.09 A (C/50)
0°C	0.15 A (C/30)
10°C	0.90 A (C/5)
20°C	2.25 A (C/2)
30°C	2.25 A (C/2)
DESCARGA	
Corriente máxima	9 A (2C)

6.2. Calidad espacial

En este apartado se pretende diferenciar dos temas: por un lado la normativa ECSS y por otro la sala limpia del IDR/UPM, lugar de trabajo con la batería del UPMSat-2.

6.2.1. Normativa ECSS

Para unificar la calidad en las actividades espaciales europeas surgió la ECSS (European Cooperation for Space Standardization), una organización que trabaja para mejorar y estandarizar las actividades en dicho sector.

Al tratarse de estándares europeos, el UPMSat-2 deberá cumplir la normativa impuesta. Hay normativas a nivel de satélite completo, a nivel de subsistemas independientes y a nivel de enlaces entre unos y otros subsistemas o elementos del satélite.

En este apartado se pretende comentar los principales requisitos que debe cumplir el subsistema de potencia con el fin de dar una idea clara al lector de la importancia de la calidad en el espacio. Para ello, se ha elaborado la Tabla 5, que se presenta a continuación:

Tabla 5. Resumen con algunas de las normas ECSS aplicables a baterías de satélites.

Documento	Asunto	Resumen
ECSS-E-10-03A (15/02/2002)	Tests	Cómo realizar los ensayos de vibraciones, cargas, temperatura...
ECSS-E-10-010 part 7a. (25/08/2004)	Transferencia de datos	Define los protocolos de intercambio de información entre subsistemas
ECSS-E-70-41A (30/01/2003)	Telemetría	Forma de monitorización de la batería desde Tierra durante la misión
ECSS-E-ST-20-06C (31/07/2008)	Carga eléctrica del satélite	Efecto sobre los aparatos eléctricos en caso de que el satélite se cargue eléctricamente debido al ambiente espacial
ECSS-E-ST-20-07C (31/07/2008)	Compatibilidad electromagnética	Comportamiento de equipos entre sí y con el ambiente espacial
ECSS-E-ST-32-08C (31/07/2008)	Materiales	Requisitos en los materiales del satélite en general y de los subsistemas en particular

6.2.2. La sala limpia

Con motivo de calidad, es necesario realizar la monitorización, equilibrado y otros trabajos con la batería del UPMSat-2 en una sala limpia, también conocida como sala blanca. Si se desea conocer el protocolo empleado en la sala limpia del IDR/UPM, así como ver imágenes de dicha sala consultar Anexo V.

Una sala limpia es una habitación con un sistema de ventilación tal que permite obtener unos niveles de partículas en el aire por debajo de valores establecidos en la normativa. Dichos valores son indicados en la Tabla 6 y, en función de ellos, se obtiene un nivel de calidad determinado.

Tabla 6. Límites de las Clases del Estándar ISO 14644-1, relativo a salas limpias. Marcada la fila correspondiente al nivel de la sala limpia del IDR/UPM [17].

Número de la clasificación ISO	Límites máximos de concentración (Partículas por m ³ de aire) de partículas iguales o mayores que los tamaños mostrados abajo.					
	$\geq 0.1\mu\text{m}$	$\geq 0.2\mu\text{m}$	$\geq 0.3\mu\text{m}$	$\geq 0.5\mu\text{m}$	$\geq 1.0\mu\text{m}$	$\geq 5.0\mu\text{m}$
ISO 1	10	2				
ISO 2	100	24	10	4		
ISO 3	1000	237	102	35	8	
ISO 4	10.000	2.370	1.020	352	83	
ISO 5	100.000	23.700	10.200	3.520	832	29
ISO 6	1.000.000	237.000	102.000	35.200	8.320	293
ISO 7				352.000	83.200	2.930
ISO 8				3.520.000	832.000	29.300

En el IDR/UPM se ha trabajado en una sala limpia ISO 8, cumpliendo con controles semanales del nivel de partículas.

6.3. Monitorización de la batería del UPMSat-2

Monitorizar una batería consiste en tomar medidas de la batería como conjunto, así como de todas las celdas que la componen, a lo largo del tiempo para conocer el comportamiento de la batería en la situación estudiada y cumplir con los requisitos de mantenimiento impuestos en el manual del fabricante.

En la sala limpia del IDR/UPM se trabaja desde septiembre de 2014 en la monitorización y mantenimiento de la batería Saft que irá instalada en el UPMSat-2. El proceso de monitorización en la sala limpia continuará hasta que el satélite sea trasladado al lugar de lanzamiento.

Esta monitorización en concreto consiste en medidas periódicas (semanales) de la tensión de la batería y de cada una de sus celdas (4 series de 6 celdas cada una), así como de la dispersión existente en cada serie. La batería se encuentra aislada y sin ningún dispositivo conectado, por lo que los datos obtenidos son relativos a la autodescarga.

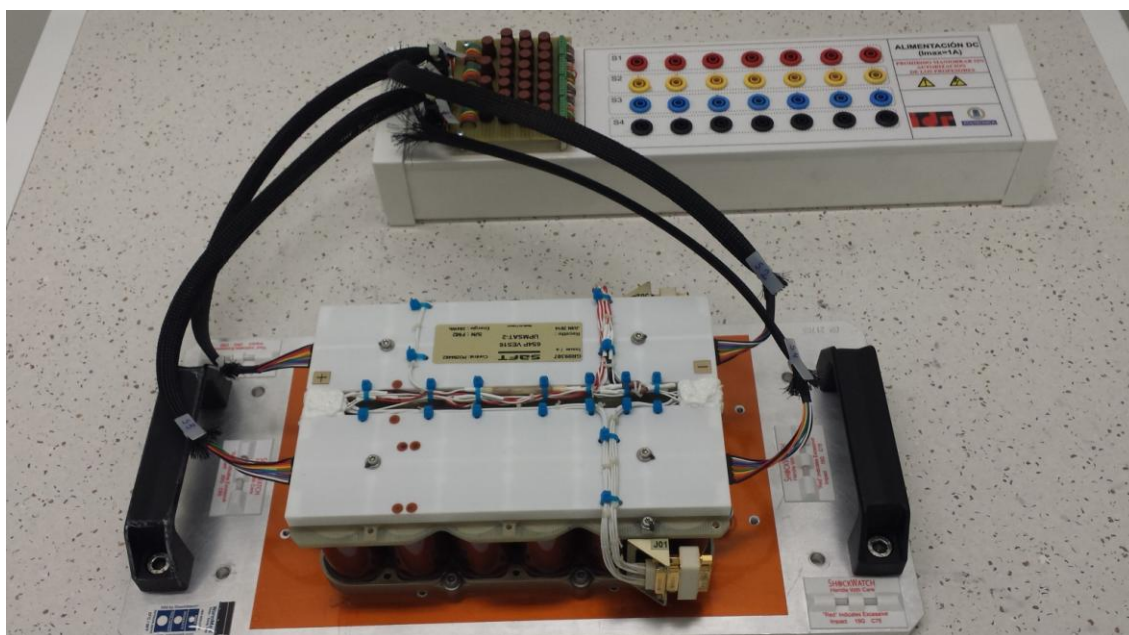


Figura 28. Mesa de trabajo de la sala limpia del IDR/UPM con las conexiones para medir la tensión de cada celda preparadas.

Para conservar la batería en buen estado hay que seguir el manual del fabricante, en el que se hace especial hincapié en la dispersión de las celdas de una misma serie, la cual no puede ser mayor a un valor estipulado.

La dispersión es la diferencia entre las celdas con mayor y menor tensión. Si las series de la batería se numeran como S1, S2, S3 y S4, habrá que conocer los valores de todas sus celdas y realizar la operación correspondiente para calcular la dispersión.

Cada una de las series tendrá una dispersión que no será necesariamente igual a la de las demás, de hecho, eso no suele ocurrir. En la Figura 29 se puede comprobar este aspecto.

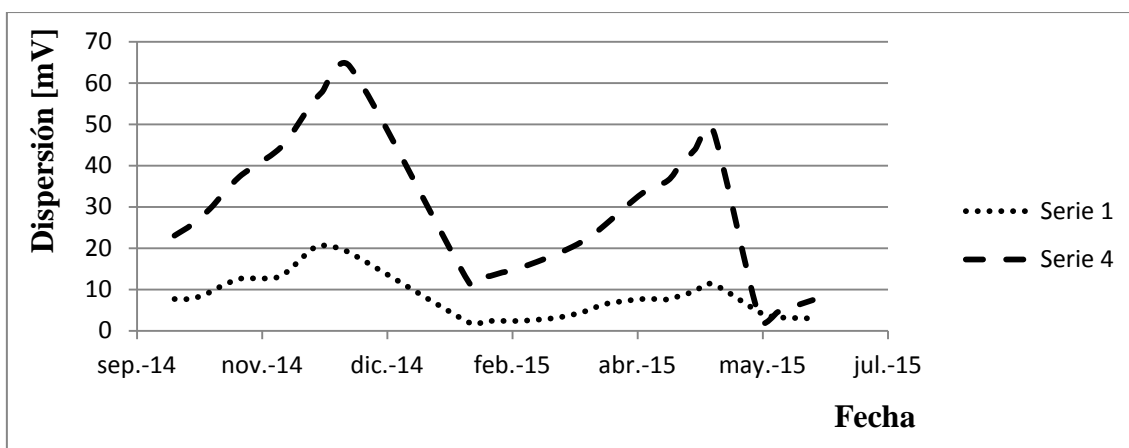


Figura 29. Valores de la dispersión de las series S1 y S4 de la batería del UPMSat-2 tomadas en la sala limpia del IDR/UPM.

Se han elegido las series S1 y S4 debido a que son las que habitualmente presentan una dispersión menor y mayor respectivamente. Para entender mejor el concepto de dispersión en la Figura 30 aparecen las medidas de las celdas de la serie S4 con mayor y menor tensión. La diferencia entre esas curvas da como resultado la curva de dispersión.

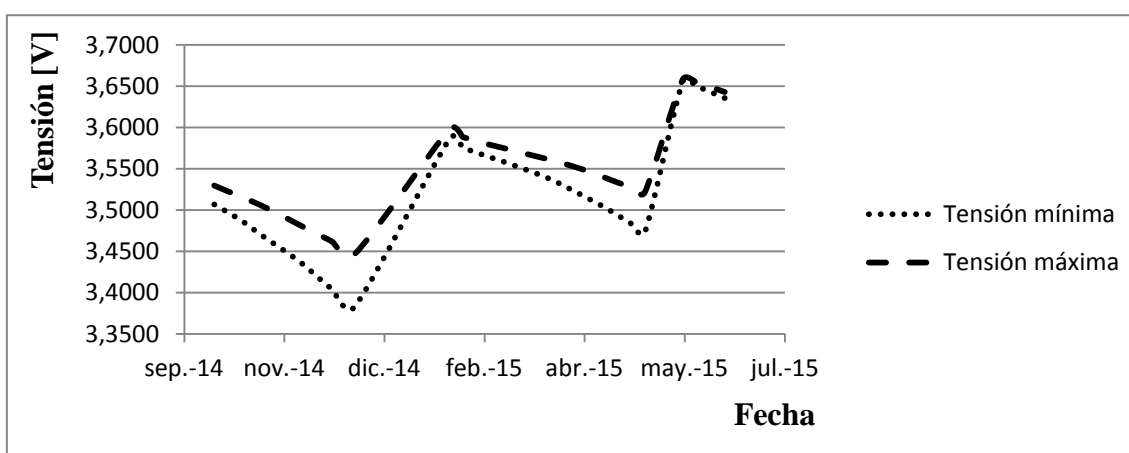


Figura 30. Valores de las celdas con tensión máxima y mínima en la serie S4 de la batería del UPMSat-2 tomadas en la sala limpia del IDR/UPM.

El lector se habrá percatado de que en las curvas de las Figuras 29 y 30 no hay una tendencia uniforme en la curva como conjunto, pero sí a tramos. Esto es debido a que se representa la evolución temporal de todo el proceso de medidas. La dispersión siempre tiende a crecer y cada celda a descargarse. Una vez superado el valor de dispersión estipulado en el manual de usuario se realizaron los procesos de equilibrado (apartado 6.4) para disminuir dicha dispersión.

Por último, se presenta la curva de tensión total de la batería (Figura 31) obtenida a lo largo de los meses de trabajo. En ella se pueden distinguir tres tramos con tendencia descendente, que

corresponden con las curvas de autodescarga de la batería y otros con picos, que son los periodos de equilibrado.

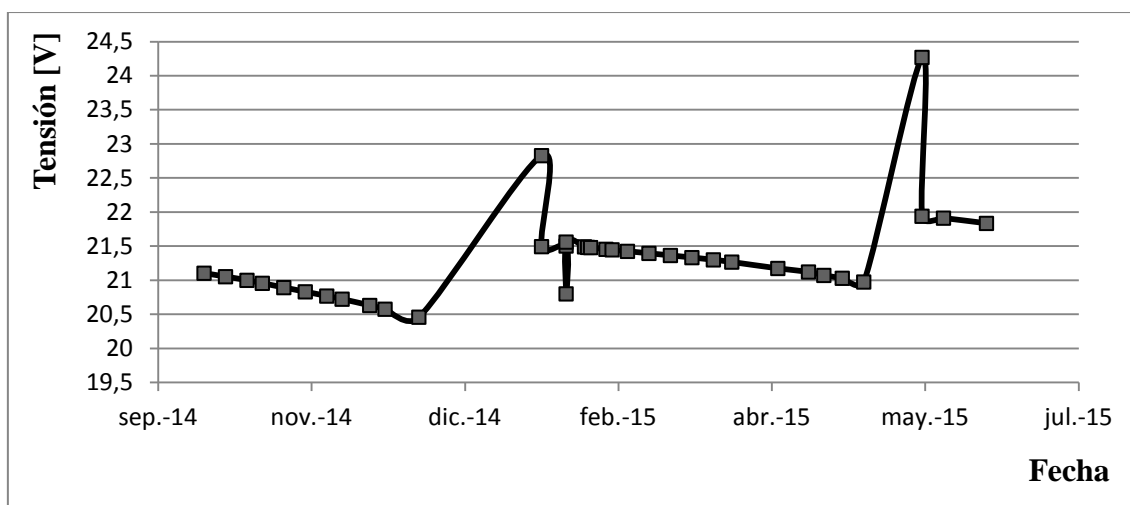


Figura 31. Monitorización de la batería del UPMSat-2 realizada en la sala limpia del IDR/UPM. Los tramos descendentes corresponden a periodos de autodescarga y los picos ascendentes y zonas irregulares a los equilibrados. Cada símbolo cuadrado indica que se realizó una medida tanto de tensión de la batería total como de cada celda.

6.4. Equilibrado de la batería del UPMSat-2

En baterías compuestas por gran cantidad de celdas es habitual que no todas posean la misma capacidad, lo que conducirá a que cada una de ellas tenga un estado de carga diferente. Esto puede generar problemas en la batería y, en especial, en la celda con menor capacidad, ya que se cargará y descargará más rápido que el resto.

Así, la descarga debe ser detenida cuando la primera celda llegue a su mínima tensión de descarga y con la carga ocurre del mismo modo. Es decir, puede que la batería en su totalidad no esté descargada pero alguna de sus celdas esté por debajo de mínimos y, a causa de ello, se esté deteriorando. También puede que la batería no esté del todo cargada y se supere el máximo en alguna celda. Un ejemplo de esto se muestra en la Figura 32.

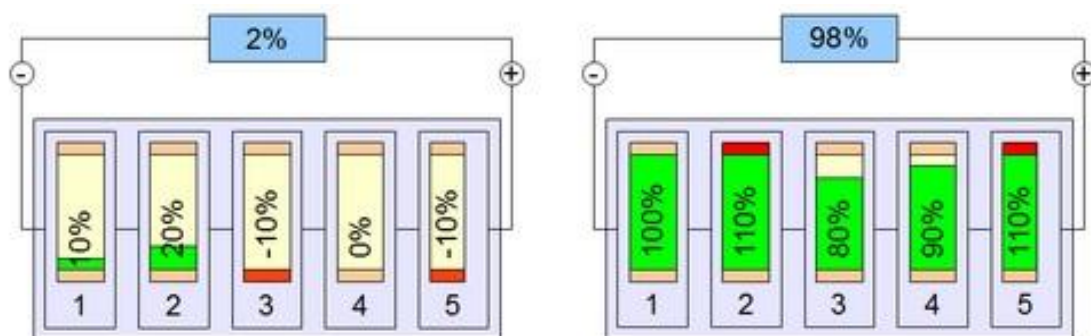


Figura 32. Ejemplo de posibles estados de carga de una batería compuesta por una serie de 5 celdas.

La batería del UPMSat-2 dispone de 24 celdas, distribuidas en 4 series de 6 cada una. Por ello es importante tener en cuenta el valor de la dispersión entre celdas de la misma serie y realizar el equilibrado cuando corresponde (valor máximo de la dispersión indicado por el fabricante en el manual de uso).

Durante las prácticas realizadas en el IDR/UPM ha sido necesario realizar dos procesos de equilibrado, uno en diciembre de 2014 y otro en mayo de 2015. En la Figura 33 se muestra la batería del UPMSat-2 durante este proceso.

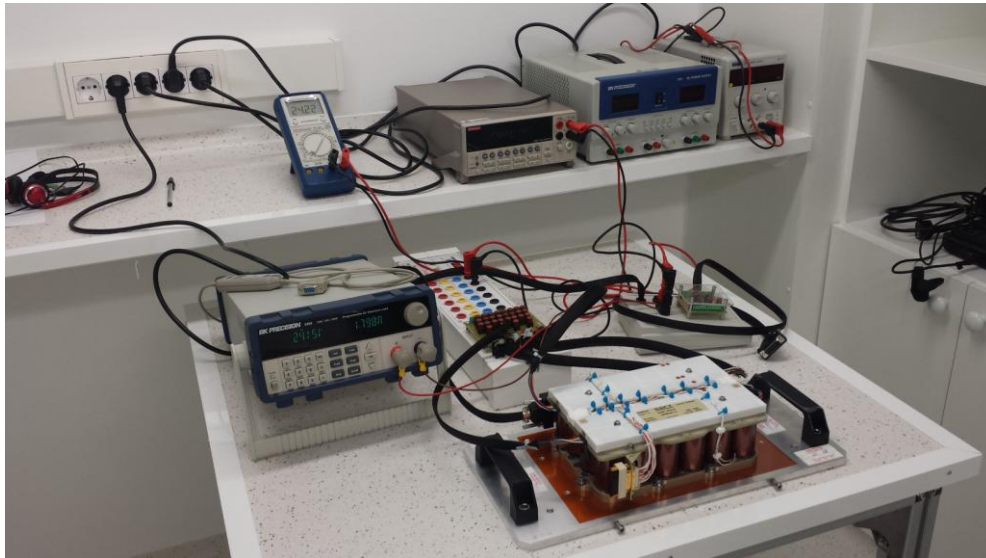


Figura 33. Proceso de equilibrado de la batería del UPMSat-2 realizado en la sala limpia del IDR/UPM. Concretamente, parte de descarga del proceso.

Hay dos formas de realizar el equilibrado:

- **Equilibrado pasivo:** se disminuye la carga de las baterías más cargadas mediante su conexión a resistencias.
- **Equilibrado activo:** se cargan las baterías con menor tensión utilizando la energía de las más cargadas.

El proceso propuesto por el manual de uso de la batería del UPMSat-2 es activo, y se puede dividir en tres partes: carga de equilibrado puro, descarga y carga según procedimiento habitual.

Comenzando por la carga de equilibrado puro, el proceso consiste en cargar la batería a intensidad constante, hasta que una de las celdas alcanza un valor máximo marcado por el fabricante en el manual. En ese instante se reduce la intensidad y se espera a que ese valor vuelva a ser alcanzado por alguna celda y así sucesivamente (en general siempre es la misma la que alcanza primero ese valor, ya que probablemente se trata de la que menor capacidad tiene).

Los valores de intensidad también están impuestos por el fabricante. Estos saltos en intensidad son necesarios debido a la importancia del efecto rebote comentado en apartados anteriores. Si la intensidad se reduce de forma progresiva el salto forzado por este efecto será cada vez menor, quedando finalmente muy cerca del valor requerido. En la Figura 34 se muestra un ejemplo de esta parte del proceso, desde el instante en el que la primera celda llega a la tensión marcada hasta que se termina esta parte del proceso.

En segundo lugar se realiza una descarga de la batería hasta un valor de tensión estipulado por el fabricante. De nuevo, el proceso se realiza disminuyendo progresivamente la intensidad cada vez que se alcanza dicho valor.

Por último, la batería carga según procedimiento (indicado en el manual), que será hasta su tensión nominal y, al igual que en las dos partes anteriores del proceso, acaba con intensidades progresivas.

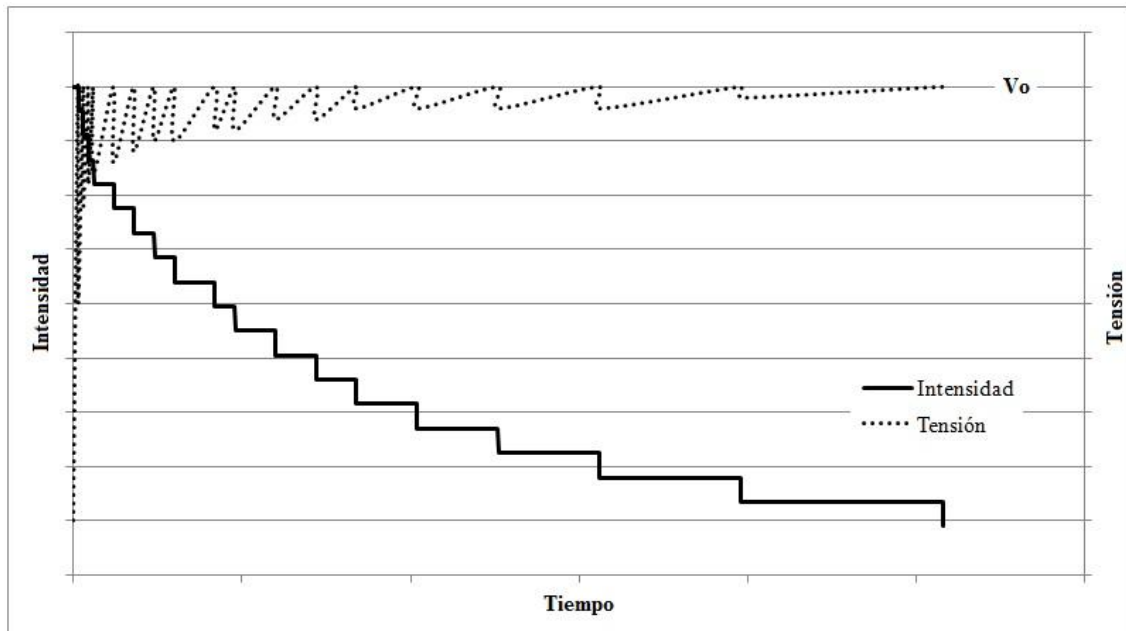


Figura 34. Ejemplo de equilibrado puro siguiendo un modelo similar al empleado en el IDR/UPM para la batería del UPMSat-2.

IV. CONCURRENT DESIGN FACILITY (CDF)

A lo largo de la Parte II se han desarrollado las ideas generales sobre las misiones espaciales. En esta parte el proyecto se focaliza en la etapa de diseño, más exactamente en la fase de diseño preliminar haciendo uso de las Salas de Diseño Concurrente (CDF) para disminuir el tiempo y, por consiguiente, el coste en el desarrollo de la misión.

Se comenzará con el análisis teórico de cómo surge la idea de CDF, qué es y cómo se utiliza para desembocar finalmente en el análisis detallado de uno de los módulos que se utilizan en esta sala: el módulo de análisis de misión.

Para entender bien dicho módulo es necesario conocer las leyes de Kepler, por las cuales se rige el movimiento de los cuerpos inmersos en un sistema de atracción gravitatoria, y también las perturbaciones debidas al entorno espacial que harán variar los parámetros a lo largo del tiempo. También se realiza un análisis de maniobras y cobertura entre otros.

7. La sala de diseño concurrente

7.1. El diseño concurrente como idea

En el campo de la ingeniería lo habitual es encontrar ingenieros muy capacitados para realizar un tipo de función concreta o estudios de una especialidad. Es por eso que la estructura natural de las empresas es la separación en departamentos.

Debido a ello, cuando se propone un proyecto se realiza una reunión y se informa a cada departamento de su futuro desempeño, tareas y objetivos que han de cumplir. Para realizar los trabajos, cada uno funciona de forma independiente al resto, perdiendo así la noción de un todo que, al fin y al cabo, es la misión espacial.

Por otra parte, el flujo de información entre departamentos es limitado, ya que se realiza mediante reuniones periódicas en las que se pone en común el trabajo realizado y se entrega al resto la información que pudiesen necesitar para avanzar en su campo.

Llegado este punto, parece un método poco eficiente para ciertas etapas de diseño de la misión. Bien es cierto que para el diseño detallado es necesario un equipamiento especial y otros elementos que cada uno podrá encontrar en su departamento o laboratorio. Además, los tiempos son largos por lo que si se realizan reuniones con la suficiente frecuencia esta forma de trabajo no supondrá pérdidas de tiempo.

Sin embargo, en fases de diseño iniciales, destacando la fase de diseño preliminar, no es necesario el uso de equipamiento específico, ya que se emplean modelos sencillos que se pueden analizar con un ordenador común. Además, como se pudo ver en capítulo 3, esta fase es muy importante ya que en ella se deciden las características finales de la misión con un error asumible de aproximadamente un 10%. Los tiempos de avance son más cortos que en el diseño detallado y, por tanto, el flujo de información pasa a ser una necesidad primaria entre los departamentos, que si esperan a las reuniones periódicas tendrán grandes pérdidas de tiempo en su proceso. Por otra parte, la evolución de cada componente tiene un impacto

directo sobre el resto y cualquier modificación en una de ellas supondrá cambios significativos en los demás. El modelo conceptual de este tipo de diseño queda reflejado en la Figura 35.

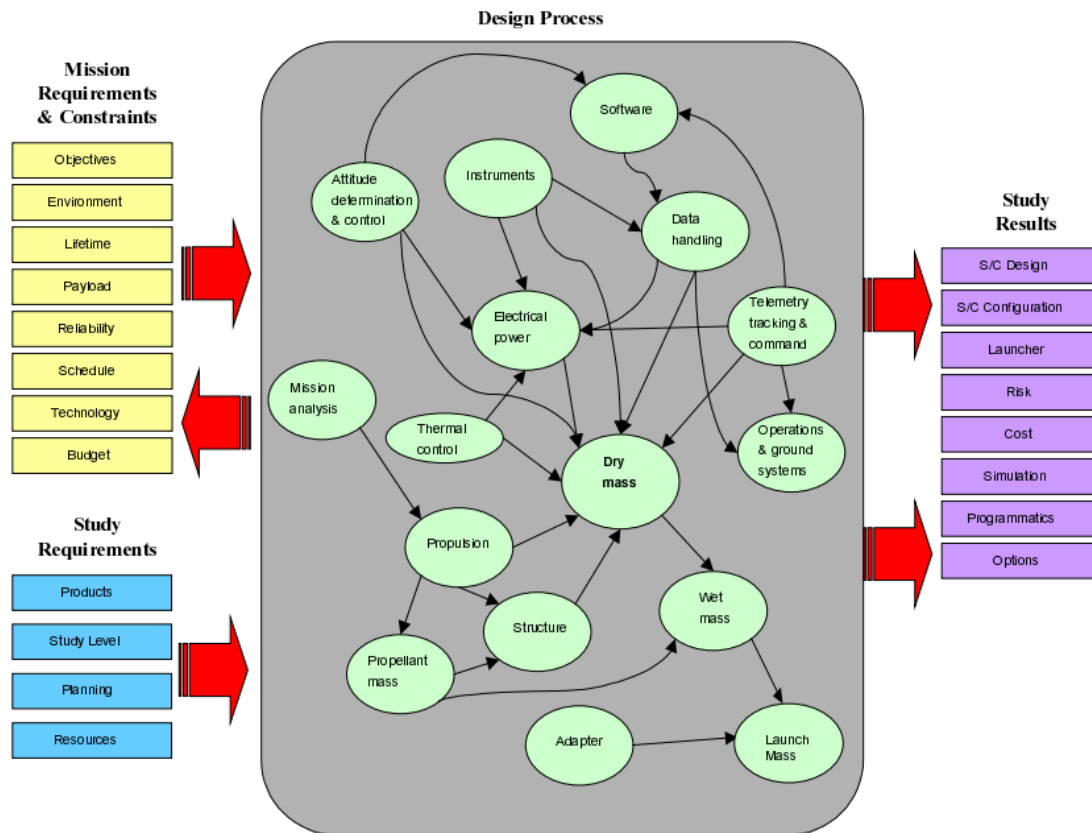


Figura 35. Modelo de diseño con relación entre elementos [18].

Y de ahí surge la idea de diseño concurrente, que se define como un grupo de personas trabajando de forma conjunta en las diferentes partes de un todo con flujo de información instantáneo, tanto verbal como de datos.

7.2. El trabajo en equipo

El modelo de diseño concurrente lleva al trabajo en equipo, en el que se pueden distinguir varias fases:

- Fase de preparación: ingenieros representantes de cada departamento y el cliente se reúnen para formalizar los objetivos de la misión, definir las restricciones y estimar los recursos necesarios.
- Diseño conceptual: previo al diseño preliminar, en el que expertos del sector se reúnen y de forma interactiva se deciden soluciones potenciales a la misión planteada.
- Diseño preliminar: se realiza en varias sesiones en las que puede, o no, estar el cliente. Utilizando las herramientas adecuadas se busca la solución óptima al problema de forma conjunta, rápida, sencilla y con precisión aceptable.

Las principales ventajas de realizar estos trabajos de forma conjunta y simultánea son los siguientes:

- Preguntas y respuestas en tiempo real.

- Reduce el riesgo de errores, ya que las decisiones importantes se toman a nivel colectivo.
- Participación activa del cliente.
- Percepción del proyecto como un todo por parte del ingeniero.
- Reducción significativa del tiempo y el coste debida a las demás ventajas.

7.3. ¿Qué es una CDF?

La CDF es una sala en la que un conjunto de ingenieros de diferentes departamentos se unen para realizar el diseño concurrente de una misión. Para conocer los elementos que componen una sala de este tipo vamos a analizar la Figura 36, que muestra un esquema de la CDF que emplea la ESA.

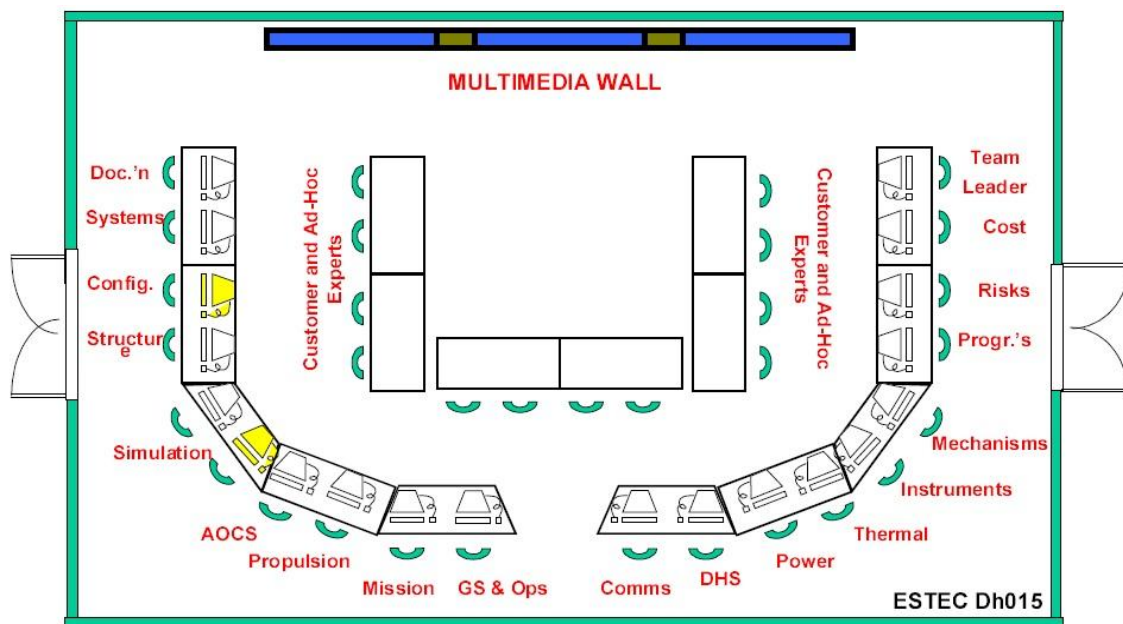


Figura 36. Esquema de la CDF de la ESA [18].

Como se puede apreciar en la Figura 36 es una sala con multitud de elementos. Por ello, los dividimos en tres grandes campos:

- Ayudas a la comunicación y cooperación:
 - Una única sala dispuesta con ordenadores en mesa de reuniones.
 - Pantallas y proyectores.
- Transferencia de datos:
 - Software diseñado para ello.
 - Base de datos central.
 - Conexiones.
- Trabajo individual:
 - Puestos de trabajo con un ordenador y dos monitores cada uno.
 - Software especializado.

7.4. Módulos de una CDF dedicada a misiones espaciales

Los módulos son las diferentes disciplinas que se estudian que, en general, están relacionadas entre sí y cada una posee sus limitaciones. Dependiendo de la finalidad de la empresa que usa la CDF se estudiarán unos campos u otros.

En este caso se particulariza para una destinada a misiones espaciales y, más concretamente, a satélites que orbitan entorno a la Tierra. Para ello se analizan los módulos de:

- Análisis de misión
- Propulsión y lanzamiento
- Control térmico
- Potencia
- Estructuras
- Comunicaciones
- Segmento tierra
- Sistemas integrados
- Instrumentación
- Riesgos
- Costes

Para poder trabajar con cada uno de ellos, es necesario que los ordenadores dispongan del software necesario. Un ejemplo de las herramientas empleadas se presenta en la Tabla 7.

Tabla 7. Parte del software empleado por la ESA en su CDF [18].

Domain	Tools used
Structural Design, Configuration & Accommodation	CATIA
Attitude & Orbit Control	Matrix X
Mission Analysis	IMAT
Mission Simulation & Visualisation	EUROSIM
Programmatics	MS-Project
Cost Modelling and Estimation	ECOM Cost/Technical Database & Small Satellite Cost Model

Puede darse el caso de los que programas disponibles no sean del todo acertados para lo que se intenta conseguir en la CDF. Por ello, las empresas que disponen de estas salas poseen ingenieros de desarrollo de software (de módulos de la CDF), que serán las herramientas empleadas posteriormente para realizar los análisis.

7.5. Particularización para la CDF del IDR/UPM

El Instituto de Microgravedad “Ignacio Da Riva” (IDR/UPM) cuenta con una CDF con los módulos nombrados en el apartado anterior. Para el desarrollo de este proyecto se ha hecho uso de sus instalaciones (ver Figura 37).



Figura 37. CDF del Instituto de Microgravedad "Ignacio Da Riva" (IDR) en Campus de Montegancedo [19].

El objetivo más cercano del Instituto es llevar a cabo el lanzamiento del UPMSat-2, para el cual se tomarán decisiones relacionadas con el diseño preliminar en la CDF. No obstante, esta sala no está diseñada exclusivamente para esta misión, sino que posee un marcado carácter general.

Para realizar la transferencia de información dispone de una base de datos ordenada según variables de salida y de entrada de cada módulo. Para evitar problemas durante el flujo de información (repetición de nombres de variables, incompatibilidad de formato...) las decisiones relativas a este intercambio son tomadas en conjunto y supervisadas por el ingeniero de sistemas, que es el encargado de la programación y supervisión de la base de datos.

También se realiza un proceso de selección de cuáles serán las variables de entrada y de salida de cada módulo. Para ello, en principio, cada ingeniero se centra en analizar qué variables de entrada necesita en su módulo. Una vez conocidas todas las entradas, se analizará cuáles son impuestas por la misión en sí (necesidad para cumplir el objetivo) y cuáles son salidas potenciales de otros módulos. Agrupando todas las entradas como salidas de otros módulos aparecen los objetivos que cada ingeniero debe tener: conseguir obtener las salidas necesarias y que, con las entradas que los otros les proporcionan, comprobar que su módulo cumple los requisitos impuestos.

Para este proyecto se ha trabajado de forma conjunta en un grupo de tres personas, en el diseño de los módulos de análisis de misión y de propulsión. En concreto, en este proyecto se estudia el primero de ellos.

8. Análisis de misión: el problema teórico

Para realizar un estudio teórico de órbitas elípticas (incluidas las circulares) de satélites artificiales entorno a la Tierra es conveniente introducir las leyes de Kepler, por las cuales un satélite es capaz de orbitar y las posibles perturbaciones que aparecen en el espacio, motivo por el que la órbita teórica no será igual a la real.

8.1. El problema de Kepler y los parámetros orbitales

Kepler empleó varios años en estudiar las observaciones del movimiento de los planetas realizadas por Tycho Brahe. De esta forma descubrió que la solución podía considerarse geométrica, de modo que las órbitas de los planetas alrededor del Sol eran elipses.

A partir de esto, fueron enunciadas las famosas Leyes de Kepler:

- 1) La órbita de cada planeta es una elipse, con el Sol en uno de sus focos.
- 2) La línea que une un planeta con el Sol barre áreas iguales en tiempos iguales.
- 3) El cuadrado del periodo de un planeta es proporcional al cubo de la distancia media del planeta al Sol.

Años más tarde Newton explicó matemáticamente estas leyes formulando la llamada Ley de la Gravitación Universal, que expone que dos masas puntuales M y m en presencia una de la otra y separadas entre sí una distancia r se ejercen entre sí una fuerza F de igual módulo, dirección y sentido contrario según la línea que las une con valor:

$$F = -G \frac{Mm}{r^2} = -\mu \frac{m}{r^2} \quad (1)$$

Siendo F la magnitud de la fuerza, G la constante de gravitación universal, M la masa de la Tierra, m la masa del satélite, r la distancia desde el satélite hasta el centro de la Tierra y $\mu = GM$ la constante gravitacional de la Tierra.

Una solución del problema de los dos cuerpos (en el que se aplican las simplificaciones de suponer que $M \gg m$ y situar al cuerpo de masa M en el origen de un sistema de referencia inercial) del movimiento de un satélite entorno a la Tierra es la ecuación polar de una cónica:

$$r = \frac{a(1-e)}{1+e \cos(f)} = \frac{p}{1+e \cos(f)} \quad (2)$$

Siendo a el semieje mayor de la cónica, e la excentricidad, f el ángulo polar (más conocido como anomalía verdadera) y $p = a(1 - e^2)$ un valor conocido como parámetro. Para más información acerca de los sistemas de referencia espaciales y de tiempos consultar Anexo I.

Se puede comprobar que existen tres constantes del movimiento: una escalar y dos vectorial. La primera se trata de la energía de la órbita (3), la segunda la excentricidad (4) y la tercera el momento cinético (5):

$$\varepsilon = \frac{v^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad (3)$$

$$e = \frac{v \times h}{\mu} - \frac{r}{a} \quad (4)$$

$$\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{v} \quad (5)$$

Siendo ε la energía de la órbita, v la velocidad en el punto en el que se mide r y h el momento cinético.

En función de los valores de la energía, el semieje mayor o la excentricidad es posible conocer el tipo de órbita del que se trata:

Tabla 8. Tipo de órbita según los parámetros orbitales.

Cónica	Energía (ε)	Semieje mayor (a)	Excentricidad (e)
Circular	<0	= radio	0
Elipse	<0	>0	$0 < e < 1$
Parábola	0	∞	1
Hipérbola	>0	<0	>1

Para resolver el problema de los dos cuerpos son necesarias seis constantes de integración. Para ello existen varias posibilidades, siendo dos las más comunes:

- 1) Vectores posición y velocidad en el instante inicial.
- 2) Elementos orbitales clásicos.

Si se desea conocer los pasos intermedios para pasar de 1) a 2) y viceversa consultar Anexo II.

Los elementos orbitales clásicos (ver figura 38) ya centrados en órbitas elípticas (y circulares) son y se definen del siguiente modo:

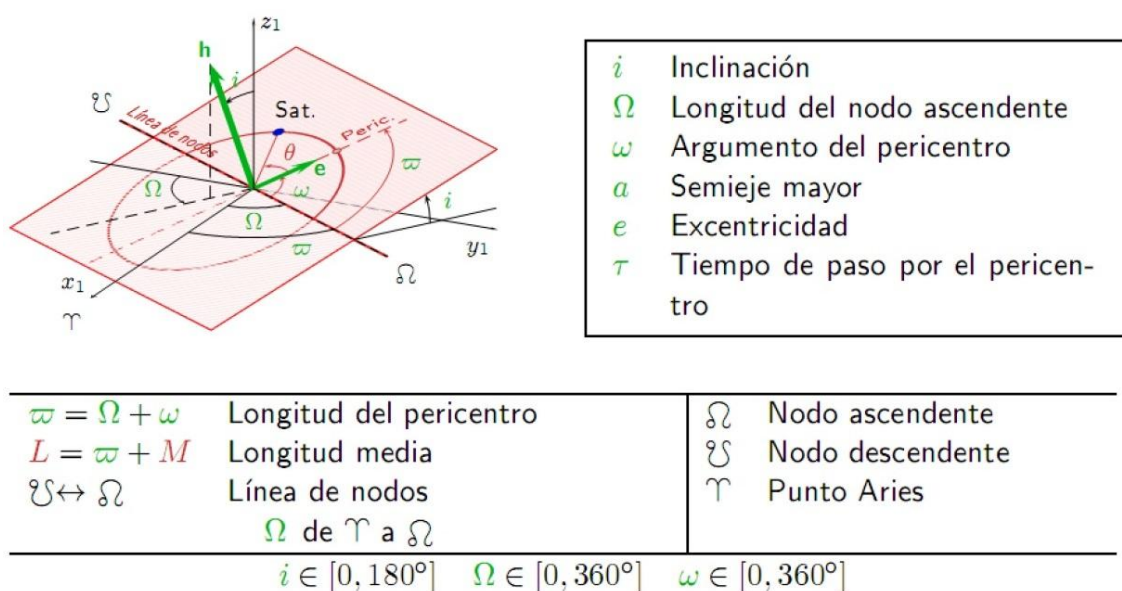


Figura 38. Elementos orbitales clásicos [20].

- **Semieje mayor (a):** define tamaño de la elipse.
- **Excentricidad (e):** define el achatamiento de la elipse.

- **Inclinación (i):** ángulo formado por el vector momento angular y el eje Z terrestre o, lo que es lo mismo, ángulo formado entre el plano de la órbita y el plano ecuatorial terrestre. Se mide entre 0 y π .
- **Ascensión recta del nodo ascendente (Ω):** ángulo formado entre el eje X del sistema de referencia Tierra inercial, es decir, el eje que apunta al punto Aries, y la dirección del nodo ascendente, que se define como el punto en el que el satélite pasa por el plano ecuatorial en dirección de Sur a Norte, tomando como positivo el giro definido a derechas. Se mide entre 0 y 2π .
- **Argumento del perigeo (ω):** ángulo comprendido dentro del plano orbital, formado por el radiovector del nodo ascendente y el del perigeo tomando como positivo el giro definido a derechas. Se mide entre 0 y 2π .
- **Anomalía verdadera (f):** se define como el ángulo comprendido dentro del plano orbital, formado por el radiovector del satélite en un instante y el radiovector del perigeo, definido positivo a derechas.

Además de estos elementos que definen la órbita, son importantes otros parámetros para la realización de un correcto análisis. Comenzando por el periodo (T) que se calcula:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (6)$$

La velocidad angular media (n) es importante a la hora de transformar el problema angular en un problema de tiempos, y su fórmula es:

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (7)$$

Por último, para poder obtener soluciones en el dominio del tiempo se usan las anomalías excéntrica (E) y media (M), que se obtienen del siguiente modo:

$$\cos(E) = \frac{e + \cos(f)}{1 + e \cos(f)} \quad (8)$$

$$M = E - e \sin(E) \quad (9)$$

Y ya en términos temporales:

$$M = M_0 + n(t - t_0) \quad (10)$$

Donde M_0 es la anomalía media en el instante t_0 .

8.2. Perturbaciones

Las ecuaciones keplerianas dan una aproximación muy buena de la órbita nominal seguida por el satélite. Sin embargo, al no tratarse de un sistema de dos cuerpos aislados Tierra-satélite, sino que existen otros cuerpos (Sol, Luna, planetas...) y además otros efectos como radiación, atmósfera... es necesario analizar qué fuerzas producen sobre el satélite, que al ser mucho más pequeñas que la gravitación serán llamadas perturbaciones, y cómo hacen variar la órbita nominal a lo largo del tiempo.

Para realizar este estudio hay que diferenciar entre variaciones seculares y periódicas, como representa la Figura 39. Las primeras se consideran, en general, lineales y serán las hay que corregir en ciertos casos para que no afecten al objetivo de la misión. Por su parte las periódicas pueden ser de corto o largo período y no suponen una amenaza para la misión.

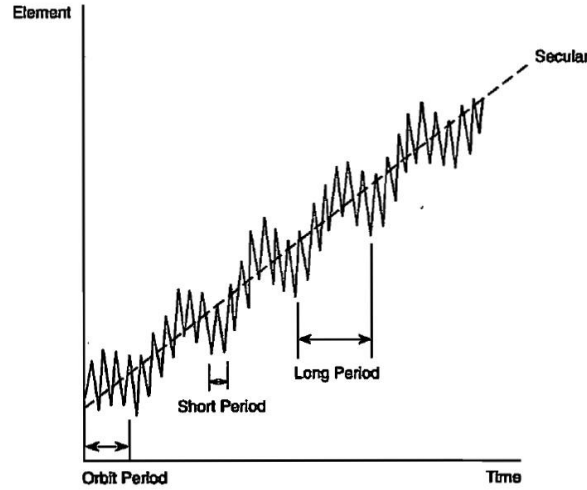


Figura 39. Diferencia entre variación secular y periódica [21].

Para realizar el estudio de perturbaciones se emplean dos métodos diferentes: los analíticos o de perturbaciones generales (Vinti, Kozai y Brower) y los numéricos o de perturbaciones especiales (Cowell, Encke y VOP o Variación de los Parámetros). Ambas formas analizan la ecuación real del movimiento de un satélite, que es la siguiente:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \varepsilon \mathbf{f}_p \quad (11)$$

Siendo el primer sumando del segundo miembro de la igualdad la parte de la aceleración correspondiente al movimiento kepleriano (sin perturbar) y el segundo la parte perturbadora con un parámetro $\varepsilon \ll 1$ y \mathbf{f}_p la fuerza perturbadora que corresponda.

La solución de esta ecuación para movimiento perturbado permite realizar desarrollos en serie de Taylor debido a que la fuerza perturbadora es mucho menor que la kepleriana. Al realizar el desarrollo, lo habitual es mantener términos de orden 1 (ε) y despreciar los demás $O(\varepsilon^2)$, ya que serán excesivamente pequeños para los casos de interés. Por su parte, la solución de orden cero está compuesta por los valores nominales de los elementos orbitales, es decir, la solución kepleriana del movimiento sin perturbar.

El caso de interés es conocer cómo afecta una perturbación a las variables elegidas, que en este caso se trata de los elementos orbitales clásicos. Si tomamos un vector que los contenga de la forma:

$$\mathbf{g} = (a \ e \ i \ \Omega \ \omega \ f)^t \quad (12)$$

La solución lineal al problema perturbado será:

$$\mathbf{g} = \mathbf{g}_0 + \varepsilon \mathbf{f}_I \quad (13)$$

Donde \mathbf{g}_0 representa la solución kepleriana y $\varepsilon \mathbf{f}_I$ la parte correspondiente a las fuerzas perturbadas de primer orden. Ambas partes se obtienen de la integración de \mathbf{g} , siendo la primera la constante de integración.

Para conocer las derivadas de los elementos clásicos en el movimiento perturbado se pueden consultar las ecuaciones planetarias de Lagrange en su formulación de Gauss en el Anexo III.

8.2.1. El tercer cuerpo

Como es sabido, el sistema Tierra-satélite no está solo en el universo, sino que otros cuerpos celestes los acompañan. Para saber si esta perturbación es notoria en un sistema de dos cuerpos hay que ver la masa de los terceros y a qué distancia se encuentran.

En un problema de dos cuerpos de Kepler el centro de gravedad se supone en el centro de la masa grande, ya que la pequeña es despreciable frente a esta. El efecto que produce el hecho de tener en cuenta un tercer cuerpo es el desplazamiento del centro de gravedad del sistema de masas.

En la Tierra puede ser necesario tener en cuenta los efectos del Sol y la Luna, y quizá Júpiter en algún caso concreto.

Estas fuerzas de perturbación generan variaciones periódicas en todos los parámetros orbitales, pero solo la ascensión recta del nodo ascendente, el argumento del perigeo y la anomalía media (que se obtiene a partir de las dos anteriores) experimentan variaciones seculares, que son calculadas mediante aproximaciones del siguiente modo:

- Ascensión recta del nodo ascendente:

$$\dot{\Omega}_{Luna} = -0.00338 \frac{\cos(i)}{frec} \quad (14)$$

$$\dot{\Omega}_{Sol} = -0.00154 \frac{\cos(i)}{frec} \quad (15)$$

Donde i es la inclinación y $frec$ el número de revoluciones por día. Los resultados de esta ecuación se obtienen en $[deg/día]$.

- Argumento del perigeo:

$$\dot{\omega}_{Luna} = 0.00169 \frac{4-5 \sin^2(i)}{frec} \quad (16)$$

$$\dot{\omega}_{Sol} = 0.00077 \frac{4-5 \sin^2(i)}{frec} \quad (17)$$

En ambos casos, la solución completa será la suma de las perturbaciones del Sol y la Luna.

8.2.2. Achatamiento terrestre

En el problema de los dos cuerpos se asume que la Tierra es un cuerpo esférico en distribución de masa, algo lejano a la realidad, ya que está achatada por los polos.

Como se puede ver en el Anexo III, la variación de los elementos orbitales depende de la derivada del potencial de perturbación. Para este fin es necesario conocer el potencial

gravitatorio terrestre y, para ello, se va a suponer que la Tierra presenta una simetría másica de revolución entorno a su eje de rotación.

Esto lleva a expresar el potencial como un sumatorio que incluye funciones de Bessel y polinomios de Legendre. La expresión es la siguiente:

$$U(r, \phi) = \frac{\mu}{r} \left[1 - \sum_2^\infty J_n \left(\frac{R_T}{r} \right)^n P_n(\sin(\phi)) \right] \quad (18)$$

Donde J_n son las funciones de Bessel, R_T el radio medio de la Tierra, P_n los polinomios de Legendre y ϕ la latitud del punto en el que se calcula el potencial.

Linealizando la expresión (18) se obtiene:

$$U(r, \phi) = \frac{\mu}{r} \left[1 + \frac{1}{2} J_2 \left(\frac{R_T}{r} \right)^2 (1 - 3 \sin^2(\phi)) \right] \quad (19)$$

Siendo J_2 el armónico que incluye el efecto del achatamiento terrestre. En la ecuación (19) el primer sumando del segundo miembro de la igualdad representa el potencial que produce el movimiento kepleriano y el segundo el potencial de perturbación.

Finalmente, interesa expresar el potencial de perturbación en función de los elementos orbitales:

$$U_p = \frac{J_2 \mu R_T^2}{2} \frac{[1 - 3 \sin^2(\omega + f) \sin^2(i)] (1 + e \cos(f))^3}{a^3 (1 - e^2)^3} \quad (20)$$

Siendo U_p el potencial de perturbación.

De la expresión (20) se deduce que no hay perturbaciones ni en la excentricidad, ni en la inclinación ni en el semieje mayor.

Por su parte sí experimentan variación la ascensión recta del nodo ascendente y el argumento del perigeo.

- Ascensión recta del nodo ascendente:

$$\dot{\Omega}_{sec} = -\frac{3J_2 n R_T^2}{2 p^2} \cos(i) \quad (21)$$

- Argumento del perigeo:

$$\dot{\omega}_{sec} = -\frac{3J_2 n R_T^2}{4 p^2} (4 - 5 \sin^2(i)) \quad (22)$$

En estos casos las variaciones son calculadas en $[rad/s]$.

8.2.3. Resistencia atmosférica

La resistencia producida por la atmósfera es la principal fuerza no másica que afecta a los elementos orbitales. Se trata de una fuerza aerodinámica que actúa en la misma dirección que la velocidad pero en sentido contrario, por lo que va quitando energía al satélite. Esta resistencia se modela como:

$$D = \frac{1}{2} \rho S c_D V^2 \quad (23)$$

Donde D es la resistencia aerodinámica, ρ la densidad atmosférica en el lugar e instante de estudio, S la superficie mojada del satélite, c_D el coeficiente de resistencia y V la velocidad en el momento en que se estudia la resistencia.

La densidad es quizás el parámetro de la ecuación (23) más complejo de obtener, ya que la atmósfera está sujeta a una gran cantidad de variaciones, como por ejemplo las tormentas. Es por esto que es imposible predecir con exactitud su valor en una posición e instantes determinados. Para obtener aproximaciones razonables se suelen emplear modelos. Uno de los más empleados es suponer una atmósfera potencial calculando la densidad del siguiente modo:

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{h}{H}\right) \quad (24)$$

Siendo ρ_0 la densidad a nivel del mar, h la altura del satélite y H un parámetro llamado altura escalada que se encuentra tabulado (estas tablas pueden ser consultadas al final de la referencia [21]).

El c_D es un dato que se debe obtener de forma experimental o mediante análisis numéricos muy complejos, pero tras el análisis detallado será conocido. Generalmente no se trabaja con el coeficiente de resistencia, sino con el coeficiente balístico (CB), el cual se supone constante:

$$CB = \frac{m}{c_D S} \quad (25)$$

Unos valores de referencia del CB pueden ser consultados en la Tabla 9.

La superficie es un dato del satélite y la velocidad es conocida en función del tiempo o de variables angulares de la órbita.

Una vez aclarados los parámetros de la ecuación de resistencia es interesante observar que la densidad cae con la altitud y, además, llega una cierta altura en la que el valor es tan pequeño que será nula, por lo que no habrá resistencia, es decir, el satélite no perderá energía por este motivo. Por tanto, este efecto será muy importante para órbitas bajas pero no tendrá consecuencias para órbitas elevadas como, por ejemplo, la geoestacionaria.

Como se ha comentado anteriormente, esta perturbación afectará a la energía de la órbita, es decir, cambiará su tamaño, de modo que los elementos orbitales que se ven afectados son el semieje mayor y la excentricidad.

- Semieje mayor

$$\Delta a_{rev} = -\frac{2\pi}{CB} a^2 \rho_P \exp(-c) [I_0 + 2eI_1] \quad (26)$$

Donde Δa_{rev} es el incremento del semieje mayor a cada vuelta (nótese que es negativo, por lo que realmente se produce una disminución), ρ_P es la densidad en el perigeo, c se calcula como:

Y es el argumento de las funciones de Bessel modificadas I_i de orden i .

$$c = \frac{ae}{H} \quad (27)$$

- Excentricidad

$$\Delta e_{rev} = -\frac{2\pi}{CB} a \rho_P \exp(-c) [I_1 + e(I_0 + I_2)/2] \quad (28)$$

Tabla 9. Valores del Coeficiente Balístico para diferentes misiones LEO [21].

Satellite	Mass (kg)	Shape	Max. XA (m ²)	Min. XA (m ²)	Max. XA Drag Coef.	Min. XA Drag Coef.	Max. Ballistic Coef. (kg/m ²)	Min. Ballistic Coef. (kg/m ²)	Type of Mission
Oscar-1	5	box	0.075	0.0584	4	2	42.8	16.7	Comm.
Intercos.-16	550	cylind.	2.7	3.16	2.67	2.1	82.9	76.3	Scientific
Viking	277	octag.	2.25	0.833	4	2.6	126	30.8	Scientific
Explorer-11	37	octag.	0.18	0.07	2.83	2.6	203	72.8	Astronomy
Explorer-17	188.2	sphere	0.621	0.621	2	2	152	152	Scientific
Sp. Teles.	11,000	cylind.*	112	14.3	3.33	4	192	29.5	Astronomy
OSO-7	634	9-sided	1.05	0.5	3.67	2.9	437	165	Solar Physics
OSO-8	1,063	cylind.*	5.99	1.81	3.76	4	147	47.2	Solar Physics
Pegasus-3	10,500	cylind.*	264	14.5	3.3	4	181	12.1	Scientific
Landsat-1	891	cylind.*	10.4	1.81	3.4	4	123	25.2	Rem. Sens.
ERS-1	2,160	box*	45.1	4	4	4	135	12.0	Rem. Sens.
LDEF-1	9,695	12-face	39	14.3	2.67	4	169	93.1	Environment
HEAO-2	3,150	hexag.	13.9	4.52	2.83	4	174	80.1	Astronomy
Vanguard-2	9.39	sphere	0.2	0.2	2	2	23.5	23.5	Scientific
SkyLab	76,136	cylind.*	462	46.4	3.5	4	410	47.1	Scientific
Echo-1	75.3	sphere	731	731	2	2	0.515	0.515	Comm.
Extrema							437	0.515	

*With solar arrays

Donde Δe_{rev} es el incremento de excentricidad a cada vuelta (que vuelve a ser negativo).

8.2.4. Otras perturbaciones

Otras perturbaciones que en general son despreciables son:

- Presión de radiación solar: produce variaciones periódicas en todos los elementos orbitales. Afecta más a satélites con bajos coeficientes balísticos.
- Efectos relativistas
- Fuerzas imprevistas: posibles escapes, microsátélites, basura espacial...

Para concluir el apartado 8.2. se introduce la Tabla 10 con la importancia de los efectos en dos tipos de órbita característicos, como son las geoestacionarias y las circulares bajas:

Tabla 10. Importancia relativa de perturbaciones [22].

Fuente	Efecto en GEO	Efecto en LEO
Armónicos del potencial gravitatorio terrestre/otros cuerpos centrales	- Importante para altitudes de GEO y menores -Decrece rápidamente con la altitud	-J2:regresión de los nodos, giro del argumento del perigeo, variación de la anomalía media -Rotaciones de hasta 14 deg/día
Sol/Luna (masa puntual)	Relevante	Rotaciones de hasta 0,007 deg/día
Atmósfera	Despreciable	-Reentrada muy rápida para $h < 150 \text{ km}$ -Despreciable $h > 1.000 \text{ km}$
Presión de radiación solar	Pequeño aumento de la excentricidad; despreciable	Pequeño aumento de la excentricidad, despreciable
Efectos relativistas	Despreciable	Despreciable
Fuerzas imprevistas (escapes, pirotécnicos, RF)	Generalmente despreciables	Generalmente despreciables

9. Maniobras

En este capítulo se van a estudiar las maniobras que puede realizar un satélite a lo largo de su vida útil, haciendo especial hincapié en la transferencia.

Se denomina órbita de transferencia a aquella cuya misión es ser una órbita de paso para un satélite entre una órbita inicial (o) y una final (f). La transferencia más conocida es la que se realiza desde la órbita parking en la que el satélite es situado hasta su órbita final en la que desempeñará la misión. Sin embargo, hay otras partes de la misión en las que también se requiere la realización de transferencias como es el caso del mantenimiento o el fin de vida útil.

Se realiza la hipótesis de suponer que se emplean impulsos instantáneos, la cual no es para nada restrictiva ya que el tiempo de impulso es mucho menor que el tiempo característico de la órbita, que puede ser representado como el periodo.

La solución para realizar el paso de una órbita a otra no es única, de hecho, hay infinitas posibilidades para esta transición, por lo que hay que imponer limitaciones y tratar encontrar la órbita óptima para cada caso.

Esto no es siempre posible ya que no hay un único criterio para realizar la selección. En general se trata de minimizar dos parámetros simultáneamente:

- **Coste:** este parámetro está directamente relacionado con la masa de combustible que necesita el satélite para realizar la transferencia que, a su vez, guarda relación con el

incremento de velocidad necesario. La ecuación que relaciona los conceptos es la del cohete:

$$\Delta V = I_{sp} \ln \left(\frac{M_0}{M_0 - M_p} \right) \quad (29)$$

Donde ΔV es el incremento de velocidad necesario para realizar la transferencia, I_{sp} es el impulso específico y es una característica del combustible, M_0 es la masa antes de iniciar la maniobra y finalmente M_p es la masa de propulsante.

- **Tiempo:** se relaciona con el periodo de la/s órbita/s de transferencia. Aunque en la mayor parte de las misiones el requisito primario es el coste, toda operación debe realizarse en un tiempo razonable.

9.1. Impulso tangencial y no tangencial

Si se realiza un impulso no tangencial, este puede ser descompuesto en sus dos componentes: tangencial y normal a la trayectoria. Cada uno de ellos tiene una utilidad diferente:

- Componente tangencial: aumenta la energía de la órbita y, por tanto, aumenta su tamaño.
- Componente normal: no cambia la energía, sólo cambia la forma de la órbita.

Por tanto, desde el punto de vista energético es más conveniente que todo el impulso sea tangencial.

El tiempo funciona de forma inversa. Por ello, cuando es necesario realizar una maniobra más rápida se realiza un impulso no tangencial, lo que conlleva a un aumento del incremento de velocidad y como consecuencia de la masa y del coste.

Lo habitual es realizar los impulsos tangenciales en el apogeo o en el perigeo de las órbitas. Para analizar cuál de los puntos es el óptimo se realiza el siguiente análisis energético:

$$\varepsilon = \frac{(V_{inicial} + \Delta V)^2}{2} - \frac{\mu}{r} = \varepsilon_{inicial} + V_{inicial} \Delta V + \frac{\Delta V^2}{2} \quad (30)$$

Para aumentar el máximo posible la energía, el impulso debe realizarse en el punto con velocidad inicial máxima, es decir, en el perigeo. En el caso de dar más de un impulso se tratará de dar el mayor en el perigeo de la órbita más pequeña, que será el mejor de los mejores puntos.

9.2. Posición relativa entre órbitas

Este análisis se lleva a cabo para órbitas coplanarias. Se trata de analizar las distintas posibilidades de transferencia que ofrecen las órbitas en función de su posición relativa, es decir, si son tangentes, se cortan o no se cortan.

El caso en el que las órbitas inicial y final son tangentes se puede definir como el ideal, ya que mediante un único impulso tangencial es posible realizar la transición de una órbita a otra. Además, el tiempo de transición será nulo ya que en el instante en el que se produce el impulso el satélite forma parte de la segunda órbita. En este caso no hay discusión posible, el

tiempo queda minimizado a 0 y el impulso es tangencial y único, por lo que es la transferencia más eficiente.

Cuando las órbitas se cortan existen dos posibilidades a valorar por encima del resto:

- 1) Un impulso no tangencial en el punto de corte que más convenga, consiguiendo tiempo de transferencia nulo.
- 2) Dos impulsos tangenciales, más eficiente energéticamente pero con tiempo de transferencia no nulo.

Por último, cuando las órbitas no se cortan, es necesario realizar, al menos, dos impulsos. Quedará en manos del ingeniero optimizar la forma en la que se realizan. En la Figura 40 se muestran dos posibilidades para este caso.

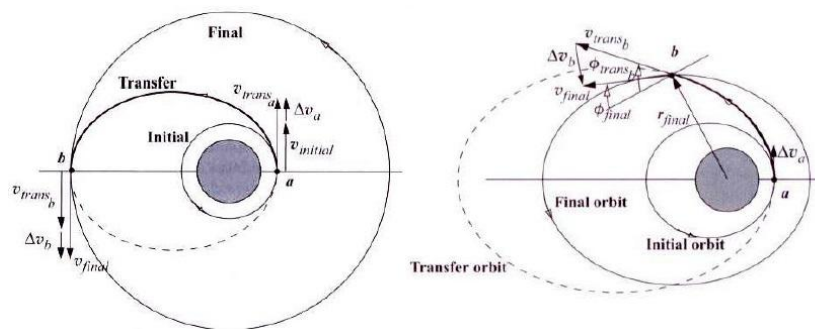


Figura 40. Dos posibilidades para realizar la transferencia entre órbitas que no se cortan [23].

Como se puede comprobar en la Figura 40, el caso de la izquierda propone dos impulsos tangenciales con los que se optimizará la eficiencia energética. Por su parte el caso de la derecha trata de reducir el tiempo realizando un segundo impulso no tangencial.

9.3. Órbitas de transferencia coplanarias

Se pretende analizar los diferentes tipos de transferencia más comúnmente empleados. En este apartado el estudio se centra en optimizar el impulso energético o el tiempo. Para conseguir lo primero hay dos posibilidades muy extendidas: Hoffman y bielíptica. En el segundo caso aparecen las órbitas de transferencia no tangencial o rápida: elípticas, parabólicas e hiperbólicas.

Por simplicidad, el análisis se realiza para transferencias entre órbitas circulares y suponiendo que el satélite quiere desplazarse de la de menor tamaño a la mayor.

9.3.1. Transferencia de Hoffman

Se realizan dos impulsos tangenciales. El primero en la órbita inicial (punto A) y convertirá ese punto en el perigeo de la órbita de transferencia. El segundo se realiza en el apogeo de la órbita de transferencia (punto B). El objetivo es que la órbita de transferencia sea tangente a las dos primeras, como se puede observar en la Figura 41.

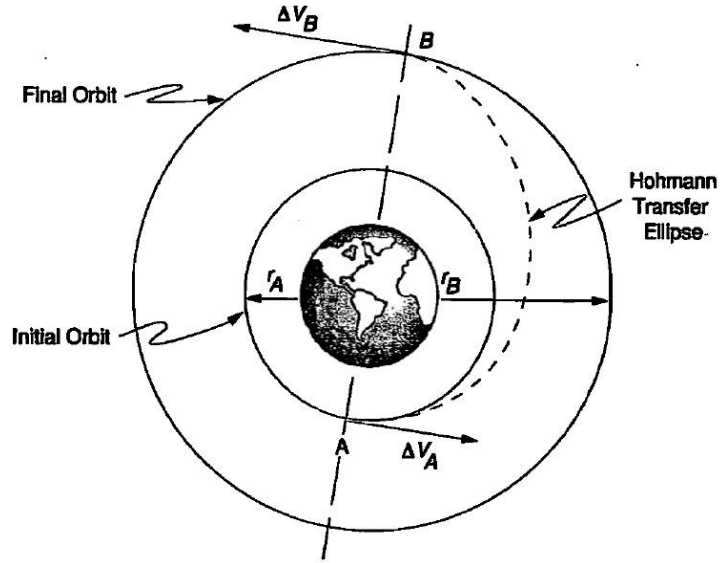


Figura 41. Transferencia de Hoffman [21].

Al ser impulsos tangenciales, los incrementos de velocidad se calculan:

$$\Delta V_A = V_{A,trans} - V_{A,initial} \quad (31)$$

$$\Delta V_B = V_{B,final} - V_{B,trans} \quad (32)$$

Siendo el incremento de velocidad total la suma de los módulos de los dos anteriores:

$$\Delta V_{TOTAL} = |\Delta V_A| + |\Delta V_B| \quad (33)$$

El tiempo de transferencia es igual al semiperiodo de la órbita de transferencia.

Para conocer el proceso completo de cálculo de los incrementos de velocidad en transferencia de Hoffman consultar Anexo IV.

9.3.2. Transferencia bielíptica

Se realizan tres impulsos tangenciales. El primero de ellos se dará en la órbita inicial (punto A) convirtiendo dicho punto en el perigeo de la órbita de transferencia 1. Seguidamente, en el apogeo de la órbita de transferencia 1, punto nombrado como B (distancia r_B al centro de la Tierra) se da un segundo impulso tangencial que convertirá al punto B en el apogeo de la órbita de transferencia 2. Finalmente, se realiza el tercer impulso en el perigeo de esta última órbita (punto C). La Figura 42 muestra un esquema de la transferencia bielíptica.

Al tratarse de impulsos tangenciales, estos son calculados de igual modo que en la transferencia de Hoffman. El total será:

$$\Delta V_{TOTAL} = |\Delta V_A| + |\Delta V_B| + |\Delta V_C| \quad (34)$$

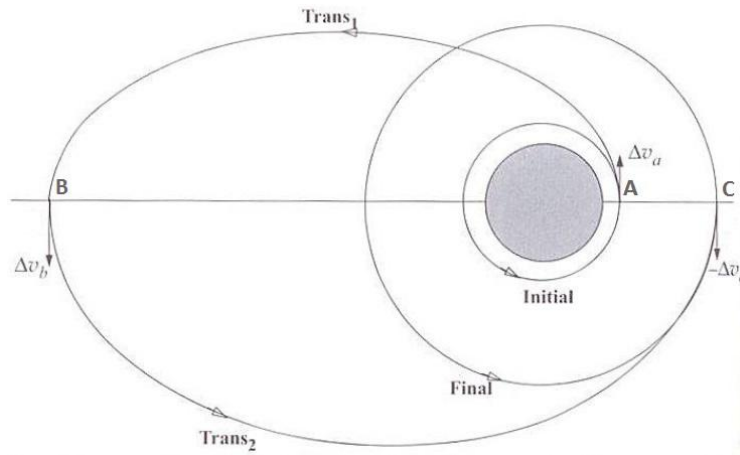


Figura 42. Transferencia bielíptica [23].

El tiempo de transferencia es la suma de los semiperiodos de las órbitas de transferencia 1 y 2.

En este punto surge la siguiente pregunta: siendo las transferencias de Hoffman y bielíptica realizadas mediante impulsos tangentes, ¿cuál es mejor desde el punto de vista energético?

Resolviendo ambos problemas para un caso general e igualando los incrementos de velocidad totales encontramos el punto para el cuál es indiferente usar una u otra desde el punto de vista energético (en ese caso se usaría Hoffman por sencillez, ya que da un impulso menos).

Para la resolución del problema se emplean los siguientes parámetros: $R = r_{final}/r_{inicial}$ y $R^* = r_B/r_{inicial}$, siendo r_{final} el radio de la circunferencia final, $r_{inicial}$ el radio de la circunferencia inicial y r_B la distancia del punto B definido en la transferencia bielíptica hasta el centro de la Tierra.

En función de los parámetros definidos se obtiene que ambas transferencias son iguales para un valor de $R = 11.94$. En la Figura 43 se representan en función de R y R^* los incrementos de velocidad:

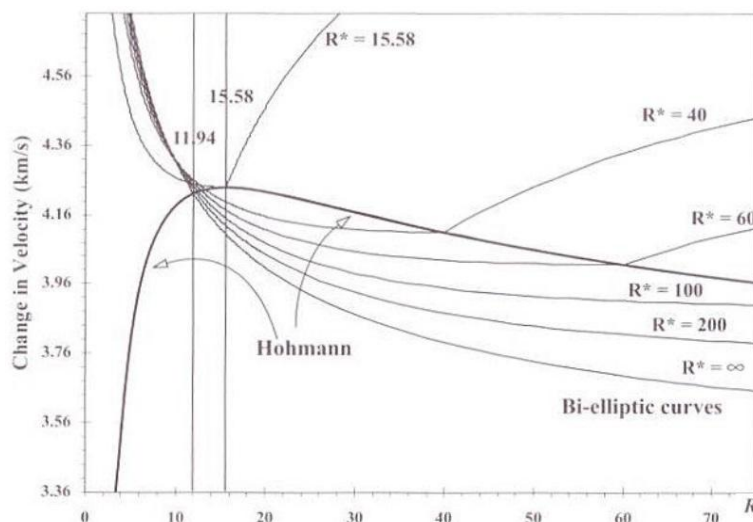


Figura 43. Zonas de interés de las transferencias de Hoffman y bielíptica [23].

Como se puede observar en la Figura 43, para $R < 11.94$ siempre interesa más Hoffman. Una vez que R supera dicho valor, la bieléptica sólo interesará en los casos en los que R^* sea lo suficientemente grande.

9.3.3. Transferencia rápida

Se realizan dos impulsos no tangenciales con el objetivo de reducir el tiempo de transferencia. Para ello la órbita de transferencia puede ser, ordenadas de más lenta a más rápida, elíptica, parabólica o hiperbólica. Se puede ver un esquema en la Figura 44.

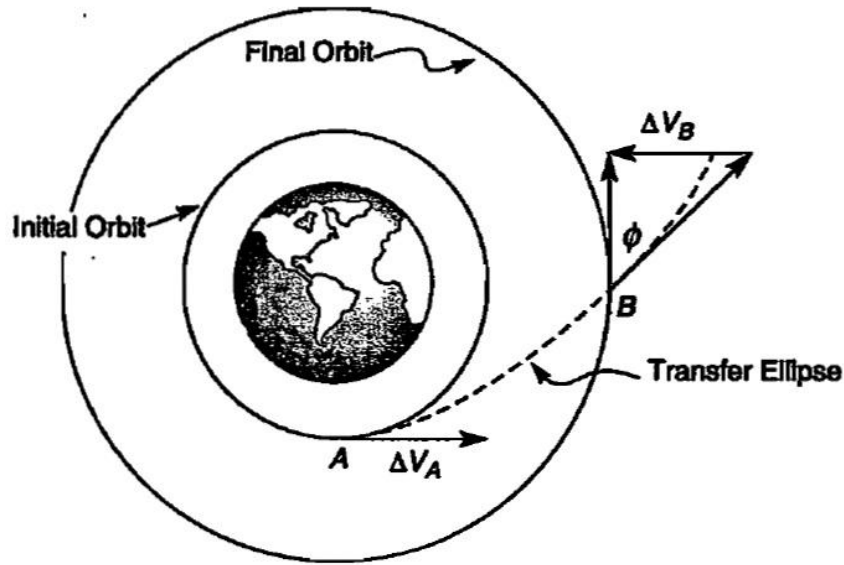


Figura 44. Transferencia rápida [21].

En este caso los impulsos no son tangenciales. Para calcular los incrementos de velocidad se aplica el teorema del coseno, obteniendo las siguientes ecuaciones:

$$\Delta V_A = \sqrt{V_{A, inicial}^2 + V_{A, trans}^2 - 2 V_{A, inicial} V_{A, trans} \cos(\phi_A)} \quad (35)$$

$$\Delta V_B = \sqrt{V_{B, trans}^2 + V_{B, final}^2 - 2 V_{B, trans} V_{B, final} \cos(\phi_B)} \quad (36)$$

Siendo ϕ_A y ϕ_B los ángulos formados por los vectores velocidad de la órbita de transferencia e inicial y final respectivamente en los puntos A y B. Se calculan del siguiente modo:

$$\gamma_{i, orbit} = \arctan \left[\left(1 - \frac{r_{i, orbit}}{p_{orbit}} \right) \tan(f_{i, orbit}) \right] \quad (37)$$

Donde $\gamma_{i, orbit}$ representa el ángulo de vuelo (ángulo formado por los vectores velocidad y posición) en el punto i de la órbita "orbit" y de igual modo se definen el resto de elementos orbitales.

El cálculo de ϕ_i se realiza (particularizado para A y B):

$$\phi_A = |\gamma_{A, trans} - \gamma_{A, inicial}| \quad (38)$$

$$\phi_B = |\gamma_{B, final} - \gamma_{B, trans}| \quad (39)$$

El incremento de velocidad total se calcula como en los casos anteriores, sumando los incrementos en los puntos A y B:

$$\Delta V_{TOTAL} = |\Delta V_A| + |\Delta V_B| \quad (40)$$

El tiempo de transferencia se calcula como el tiempo en pasar de A a B en la órbita de transferencia, haciendo uso de la ecuación (10).

9.4. Transferencias con limitación de motor

Los principales propulsores empleados para misiones espaciales son el líquido y el sólido. La diferencia fundamental reside en que el propulsante líquido posee una mayor versatilidad, pudiendo variar el incremento de velocidad producido a lo largo de la misión, mientras que el sólido una vez que comienza no se puede controlar, actuará según lo previsto. Por otro lado, el propulsante sólido presenta ventajas estructurales y de almacenamiento.

Si el motor del que dispone el satélite es pequeño o posee algún tipo de limitación en el incremento de velocidad máximo, es posible que no se puedan realizar las transferencias mencionadas en apartados anteriores. Por ello surgen otros dos tipos de transferencia.

9.4.1. Transferencia de Hoffman segmentada

Se emplea para motores de bajo empuje químico. Consiste en pequeños impulsos en el perigeo (uno por vuelta) hasta que el siguiente impulso que se necesite sea inferior a los límites establecidos por el motor. Esa órbita última órbita de transferencia será una Hoffman con un impulso por el motor limitado en el perigeo (A) y un impulso con un motor más potente en el apogeo para poder entrar en la órbita final (B). La Figura 45 muestra el funcionamiento de esta transferencia:

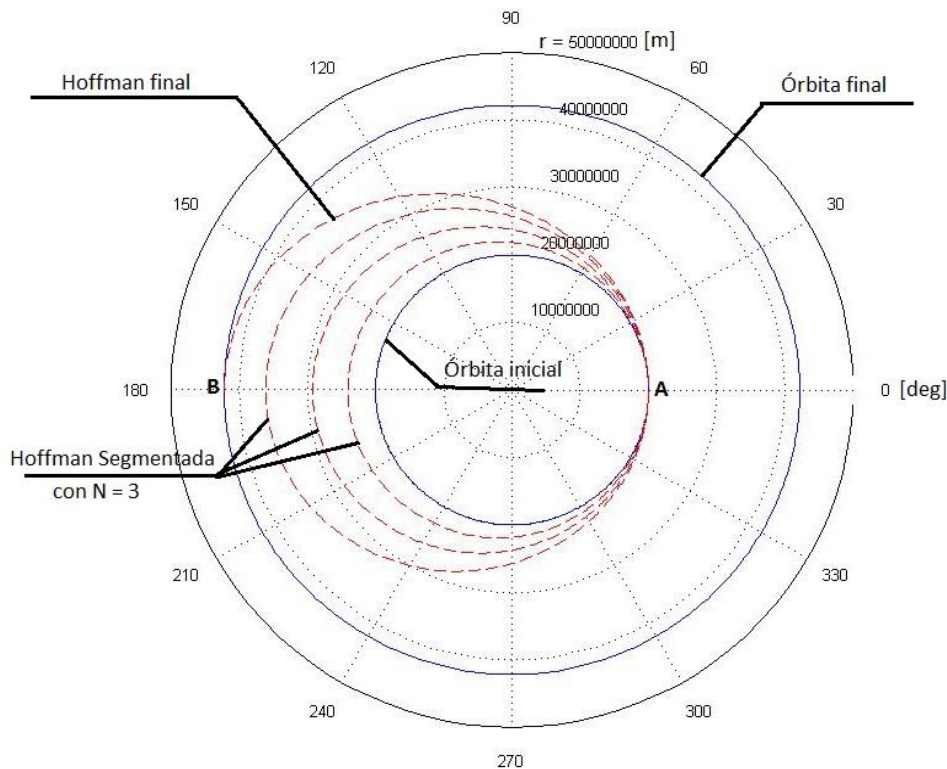


Figura 45. Hoffman segmentada. Figura obtenida del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

El cálculo del incremento de velocidad total se realiza del siguiente modo:

$$\Delta V_{TOTAL} = N\Delta V_{max} + \Delta V_{HOFFMAN} \quad (41)$$

Donde N representa el número de impulsos máximos que se realizan y $\Delta V_{HOFFMAN}$ el incremento de velocidad total que se necesita para la última órbita de transferencia.

El tiempo de transferencia será la suma de los periodos de cada órbita intermedia más la mitad del período de la última.

$$t_{trans} = \frac{T_{HOFFMAN}}{2} + \sum_{n=1}^N T_n \quad (42)$$

9.4.2. Transferencia en espiral

Se utiliza para motores de bajo empuje eléctrico. Consiste en dar pequeños impulsos progresivamente, de forma casi continua. El incremento de velocidad se puede aproximar como:

$$\Delta V_{TOTAL} = |\Delta V_B - \Delta V_A| \quad (43)$$

Donde A representa el punto de salida en la órbita inicial y B el punto de llegada en la órbita final.

El principal inconveniente de estas transferencias es el tiempo. Cuando las mencionadas en el apartado 9.3. tienen una duración del orden de horas, en este caso asciende a meses.

9.5. Cambios de plano

Son maniobras que se realizan cuando es necesario un cambio en la inclinación o en la ascensión recta del nodo ascendente (RAAN) de la órbita.

La inclinación del plano orbital está condicionada por la latitud (ϕ) desde la que se realiza el lanzamiento, siendo $i \geq \phi$. Esta es la razón por la que es muy común necesitar un cambio de inclinación.

Por su parte, si hay un requisito para el RAAN será necesario esperar a tener ventana de lanzamiento, es decir, esperar al tramo de tiempo en el que se cumplen los requisitos para lanzar.

9.5.1. Cambio de inclinación sin cambio de RAAN

En impulso debe realizarse en los nodos ascendente o descendente para evitar cambios del RAAN. El valor del impulso se calcula:

$$\Delta V = 2 V_i \cos(\gamma) \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right) \quad (44)$$

Donde V_i es la velocidad del punto en el que se realiza el impulso, γ es el ángulo que forman los vectores velocidad y posición en dicho punto y Δi es el cambio de inclinación.

Una conclusión importante que se obtiene es que $\Delta V \sim V_i$, por lo que los impulsos son muy grandes (es la maniobra más costosa). Se deduce que conviene aplicar el impulso en el punto

de menor velocidad (dentro de los posibles), para reducir al mínimo el incremento de velocidad necesario.

9.5.2. Cambio de inclinación y de RAAN

Se trata de una maniobra muy compleja, por lo que trata de ser evitada. Para ello se intenta entrar siempre dentro de la ventana de lanzamiento. El incremento de velocidad se calcula como:

$$\Delta V = 2 V_i \sin\left(\frac{\Delta A}{2}\right) \quad (45)$$

Siendo ΔA calculado de la siguiente forma:

$$\cos(\Delta A) = \cos(i_f) \cos(i_i) + \sin(i_f) \sin(i_i) \cos(\Delta \Omega) \quad (46)$$

Donde i_f e i_i son las inclinaciones final e inicial y $\Delta \Omega$ es el incremento de RAAN.

9.5.3. Cambio de RAAN sin cambio de inclinación

Es un caso poco habitual. Basta con particularizar en la ecuación (46) para $i_i = i_f$. La ecuación queda:

$$\cos(\Delta A) = \cos^2(i_i) + \sin^2(i_i) \cos(\Delta \Omega) \quad (47)$$

9.6. Maniobra combinada

A veces es necesario realizar una maniobra que se resuelve como la suma de una maniobra coplanaria más una de cambio de plano, es decir, un cambio de tamaño o forma junto con un cambio de inclinación o RAAN.

El objetivo es minimizar el número de impulsos y el valor del incremento de velocidad total. Para ello hay que tener en cuenta que realizar la maniobra del cambio de plano es más costoso.

Se va a analizar la transferencia de una órbita 1 a otra 2, ambas circulares, tal que $r_1 < r_2$ haciendo además un cambio de inclinación Δi . Para esto hay varias posibilidades, de las cuales se analizan las dos siguientes:

- 1) Transferencia de Hoffman más cambio de inclinación posterior: 3 impulsos
- 2) Transferencia de Hoffman combinada con cambio de inclinación: 2 impulsos

Se comprueba que $\Delta V_1 > \Delta V_2$, debido a que la maniobra de cambio de inclinación es muy costosa, por lo que interesa combinarla con otra para reducir el número de impulsos y el incremento de velocidad total.

Dentro de la opción 2), podemos distinguir una serie de casos:

- a) Impulso de Hoffman más cambio de plano en A e impulso de Hoffman en B.
- b) Impulso de Hoffman en A e impulso de Hoffman más cambio de plano en B.
- c) Impulso de Hoffman más un porcentaje de cambio de plano en A e impulso de Hoffman más el resto de cambio de plano en B.

En general lo más eficiente es realizar la opción b). Se debe a que la maniobra más costosa es el cambio de plano, por lo que hay que intentar hacerlo en el punto más adecuado para ello. Al estar el incremento de velocidad la velocidad del punto en el que se aplica el impulso, se escoge para hacer la maniobra combinada el punto B, es decir, el apogeo de la órbita de transferencia, ya que es el punto de menor velocidad de la órbita.

9.7. Maniobra aeroasistida

Consiste en aprovechar la reducción de energía que produce la resistencia aerodinámica atmosférica cuando el perigeo de la órbita se encuentra a poca altitud para pasar de órbitas altas a otras más bajas. Se puede asemejar a una maniobra segmentada de Hoffman considerando que los incrementos de velocidad son negativos y no todos del mismo valor.

Los decrementos de velocidad serán cada vez mayores en valor absoluto ya que la resistencia aerodinámica depende de la velocidad con la que se mueve el satélite y, al disminuir el tamaño de su órbita, aumenta su velocidad.

Sin embargo, no es fácil predecir su valor ya que la atmósfera tiene condiciones muy cambiantes, siendo la mayor parte de fenómenos que alteran la densidad variables aleatorias (tormentas, manchas solares...). Por ello, estas misiones deben estar monitorizadas de forma continua para poder conocer la evolución y decidir cuando finaliza la maniobra. No toda la maniobra es gratuita, ya que al final habrá que dar un impulso de recircularización.

Las principales ventajas de esta maniobra residen en el ahorro de peso y de combustible, abaratando la misión. Sus inconvenientes son la necesidad de una monitorización continua y la incertidumbre.

9.8. Rendez-vous e interceptación

Son maniobras en las que hay involucrados dos elementos, por ejemplo, vehículo 1 y 2 (pudiendo ser cada uno de ellos cualquier aeronave como satélites, lanzadores, estaciones espaciales...). El objetivo de estas maniobras es que ambos vehículos se encuentren en el espacio, es decir, que ambos ocupen la misma posición en el mismo instante de tiempo. La diferencia entre las dos maniobras reside en:

- **Rendez-vous:** ambos vehículos llegan al mismo punto en el mismo instante de tiempo con igual velocidad en módulo, dirección y sentido, es decir, con velocidad relativa nula.
- **Interceptación:** llegan al mismo punto en el mismo instante de tiempo pero con diferente velocidad.

9.9. Mantenimiento

Se define mantenimiento orbital como la tarea de conservar el satélite en una órbita adecuada para el cumplimiento de la misión.

Los elementos orbitales de una misión espacial quedan definidos por su objetivo. Para que este se cumpla es necesario que los elementos queden dentro de unos márgenes establecidos (puede que no sea necesario imponer limitaciones a todos los elementos). Estos márgenes se expresan en forma de intervalo con centro en el valor nominal de los elementos. En la Tabla 11 se muestran las perturbaciones que afectan principalmente a cada parámetro de la órbita

nominal del satélite y por las cuales es necesaria la realización del mantenimiento. En general se sigue la estrategia mostrada en la Figura 46.

Tabla 11. Márgenes de los elementos orbitales para una misión.

Elemento	Requisito de máxima variación	Se afecta principalmente por:
Semieje mayor	$ \Delta a $	Resistencia aerodinámica
Excentricidad	$ \Delta e $	Resistencia aerodinámica
Inclinación	$ \Delta i $	Tercer cuerpo
RAAN	$ \Delta \Omega $	Achatamiento terrestre
Argumento de per.	$ \Delta \omega $	Achatamiento terrestre

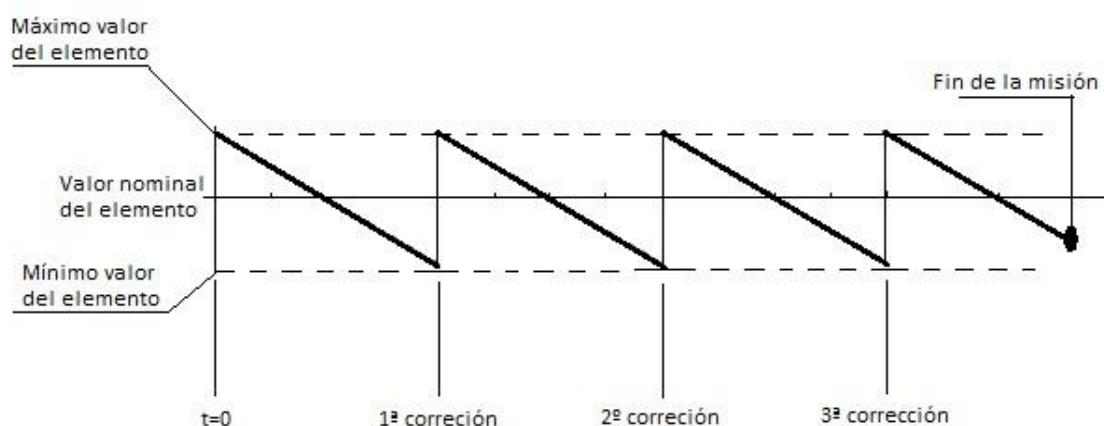


Figura 46. Estrategia de mantenimiento de un elemento orbital.

Se va a suponer en la explicación que el elemento orbital de la gráfica decrece con el tiempo. Ya que el valor del elemento bajará progresivamente, es interesante situar el satélite en una órbita con el valor máximo del elemento en lugar de en los valores nominales, ya que así será necesario realizar un menor número de operaciones de mantenimiento.

En la Figura 46 se muestra un ejemplo concreto, en el que es necesario realizar tres correcciones. Si se hubiese elegido llegar sólo hasta la órbita nominal en cada corrección habría que realizar el doble de maniobras, lo cual complica el mantenimiento.

En términos prácticos realizar el mantenimiento significa hacer una transferencia desde una órbita final hasta otra inicial, que en general serán las de mínimo y máximo valor del elemento que se quiere corregir respectivamente.

- **Corrección del semieje mayor y de la excentricidad:** puesto que se ven afectados por la misma perturbación, y están directamente relacionadas con el tamaño y la forma de la órbita, se suelen corregir juntas. Para ello sería conveniente realizar, por ejemplo, una transferencia de Hoffman.
- **Corrección de la inclinación:** podría tratar de realizarse una maniobra combinada si también hay que corregir el semieje mayor y la excentricidad. En caso de que esto no sea necesario se realizará un cambio de plano común.

- **Corrección del RAAN:** no es un parámetro que tenga requisitos habitualmente pero, en el caso de que los tenga, se corregirá haciendo un cambio de plano de forma aislada o junto con la inclinación.
- **Corrección del argumento del perigeo:** las órbitas inicial y final se cortan, por lo que se suele dar un único impulso en el punto de corte.

Una vez analizada la forma de realizar el mantenimiento el resultado será la obtención de incrementos de velocidad periódicos a aplicar en nuestro satélite. Este estudio es especialmente importante ya que si el satélite no lleva los motores y cantidad de combustible adecuados no podrá realizar la misión correctamente.

10. Geometría de misiones

Para completar el análisis hay que estudiar trazas, eclipses y cobertura, ya que son aspectos relacionados directamente con las limitaciones de la misión.

10.1. Trazas

La traza es la línea imaginaria que describe sobre la superficie terrestre el punto subsatélite. Este punto es la intersección de la línea satélite-centro de la Tierra con la superficie terrestre.

A priori, puede parecer que la traza es la circunferencia (ver figura 47) que se obtiene de la intersección del plano orbital con la Tierra. Sin embargo, esto en general no es así debido a:

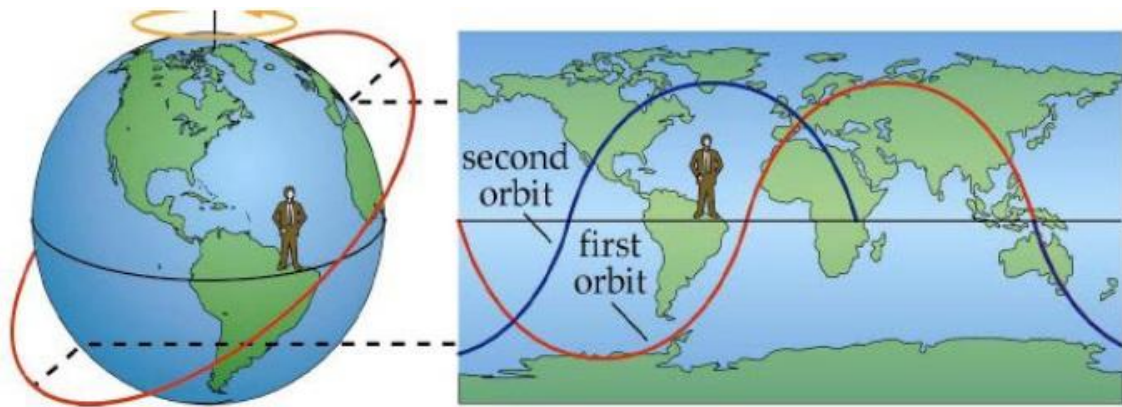


Figura 47. Taza de una misión para aportar una idea general [23].

- 1) El giro de la Tierra: hace que la traza tenga forma espiral en lugar de ser una circunferencia.
- 2) Las perturbaciones: el plano orbital no es estático, varía con el tiempo.

Las trazas quedan definidas por dos parámetros: la latitud (φ) y la longitud (λ). En la figura 48 se puede observar como son las trazas de órbitas circulares con la misma inclinación pero distinto periodo, es decir, distinto radio.

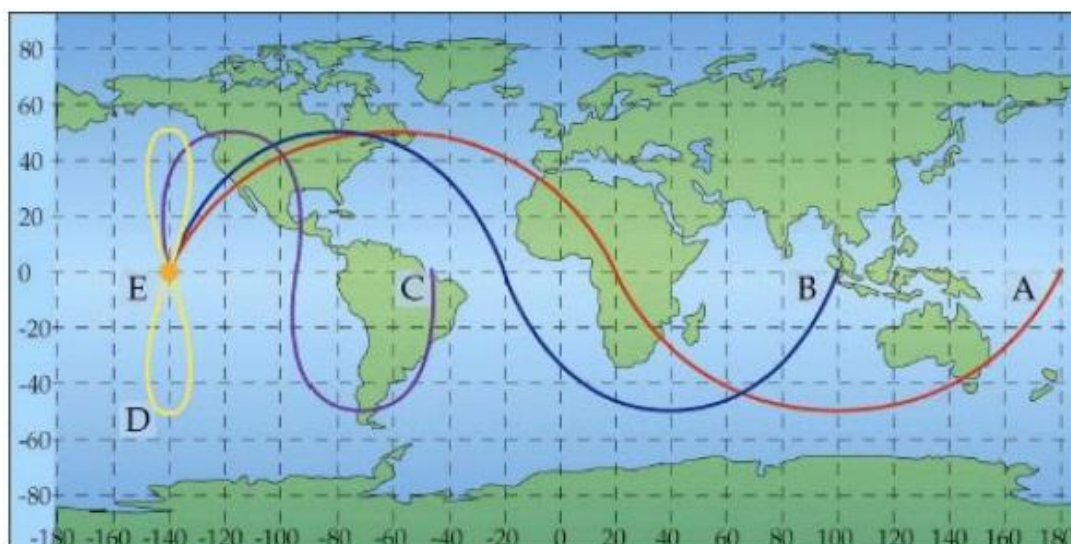


Figura 48. Trazas según el periodo [23].

A continuación se procede a sacar conclusiones de la Figura 48. Se conoce que todas las órbitas excepto la E tienen la misma inclinación. Se observa que las latitudes máxima y mínima de las trazas son iguales en todas ellas y con valor en valor absoluto el de la inclinación. De forma general :

- Órbitas directas ($i < 90^\circ$): $|\varphi_{max}| = \pm i$
- Órbita polar ($i = 90^\circ$): $|\varphi_{max}| = \pm 90$
- Órbitas retrógradas ($i > 90^\circ$): $|\varphi_{max}| = \pm(180^\circ - i)$

Las órbitas A, B y C no se cierran, por lo que su periodo es inferior al de la Tierra y son denominadas subsíncronas. Cuando los periodos son iguales se llaman síncronas, como es el caso de las órbitas D y E, que sí se cierran.

Comenzando a analizar la órbita E, se observa que es un único punto. Esto quiere decir que el satélite nunca se mueve de la vertical de dicho punto, por lo que su periodo debe ser igual al de rotación de la Tierra (confirmando que se trata de una órbita subsíncrona) y no tener inclinación. La órbita D se cierra, por lo que el periodo es igual al de la Tierra, pero la inclinación no es nula ya que no aparece solo sobre el Ecuador.

Durante una única vuelta la traza de la órbita A es la que más longitud recorre, por lo que será la que tiene un periodo menor, seguida por orden de la B y la C.

10.1.1. Análisis de trazas sucesivas

Este análisis se realiza para órbitas circulares por simplicidad y, finalmente, se añaden las ecuaciones para órbitas elípticas.

La variación de longitud entre dos trazas consecutivas (ver figura 49) se puede calcular en función del periodo de la órbita y del terrestre.

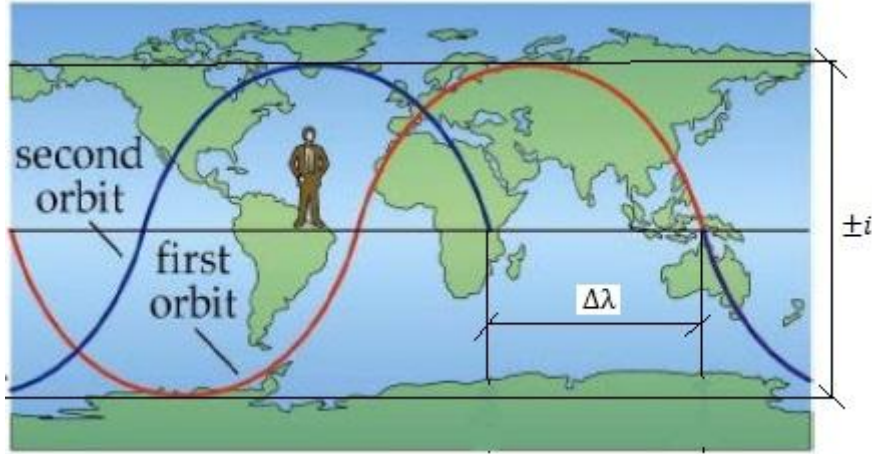


Figura 49. Trazas consecutivas [23].

$$\Delta\lambda = \omega_T T = \omega_T 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (48)$$

Donde $\Delta\lambda$ es el incremento de longitud entre dos trazas consecutivas, ω_T es la frecuencia de rotación terrestre, T es el periodo orbital, a es el semieje mayor y μ la constante gravitacional de la Tierra.

10.1.2. Traza en función del tiempo

Para poder representar la traza completa es necesario escribir sus parámetros en función de variables angulares o del tiempo. Las ecuaciones para órbitas circulares quedan del siguiente modo:

$$\lambda(t) = \lambda_0 - \omega_T t + \arctan(\cos(i) \tan(u)) \quad (49)$$

$$\varphi(t) = \arcsin(\sin(i) \sin(u)) \quad (50)$$

Siendo λ_0 la longitud geográfica inicial del nodo ascendente, i la inclinación, t el tiempo y u lo el siguiente parámetro en función del tiempo:

$$u(t) = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} t \quad (51)$$

Donde r es el radio de la órbita circular.

Las ecuaciones para órbitas elípticas se expresan en función de la anomalía verdadera en lugar de en función del tiempo, ya que este último es un parámetro más complejo en órbitas elípticas. Las ecuaciones quedan:

$$\lambda(t) = \lambda_0 - \omega_T t + \arctan(\cos(i) \tan(\omega + f)) \quad (52)$$

$$\varphi(t) = \arcsin(\sin(i) \sin(\omega + f)) \quad (53)$$

Siendo ω el argumento del perigeo y f la anomalía verdadera.

10.2. Tiempos de eclipse

El conocimiento de los tiempos de eclipse es un parámetro básico para varios subsistemas del satélite, destacando el de potencia y el térmico. Es habitual que los satélites utilicen placas solares para tomar energía procedente del sol. Durante los periodos de eclipse, esta energía no es recibida por el satélite, por lo que será necesario el uso de baterías durante este tiempo. Por otro lado, en el espacio el método para evacuar calor es en forma de radiación, por lo que es necesario conocer la energía que llega al satélite para evitar que sobrepase su límite de temperatura.

El estudio de tiempos de eclipse es un proceso complejo para órbitas elípticas. Por eso, se va a realizar un análisis para órbitas circulares y se resolverá únicamente el tiempo máximo de eclipse del caso elíptico, aportando otras indicaciones cualitativas.

Para comenzar es necesario entender el movimiento relativo entre Sol y Tierra, representado en la Figura 50. Se puede observar que si consideramos el centro de la Tierra como un punto fijo el Sol realiza un movimiento elíptico entorno a la Tierra de periodo un año terrestre, conocido como eclíptica solar. El plano está inclinado aproximadamente 23.5 grados. Para realizar el estudio de tiempos de eclipse es necesario tener en cuenta lo siguiente:

- 1) Posición relativa Sol-Tierra (eclíptica).
- 2) Inclinação de la órbita del satélite.
- 3) RAAN.

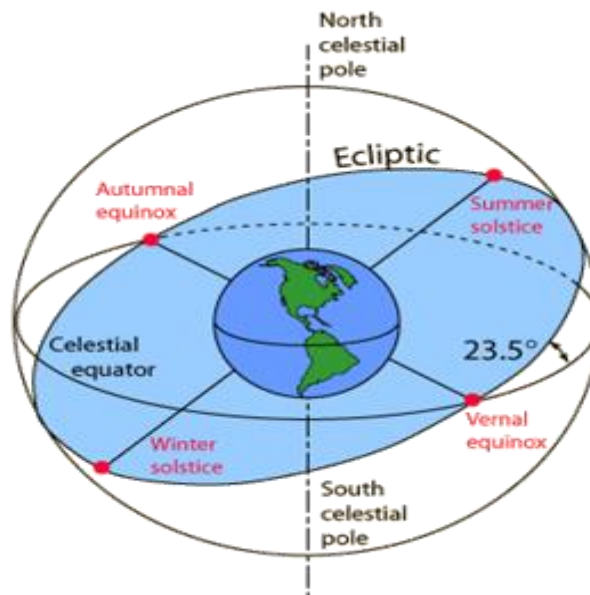


Figura 50. Eclíptica solar [24].

10.2.1. Tiempo máximo de eclipse

Este tiempo se obtiene cuando el Sol, la Tierra y el satélite se encuentran alineados. La Figura 51 muestra un esquema de dicho instante.

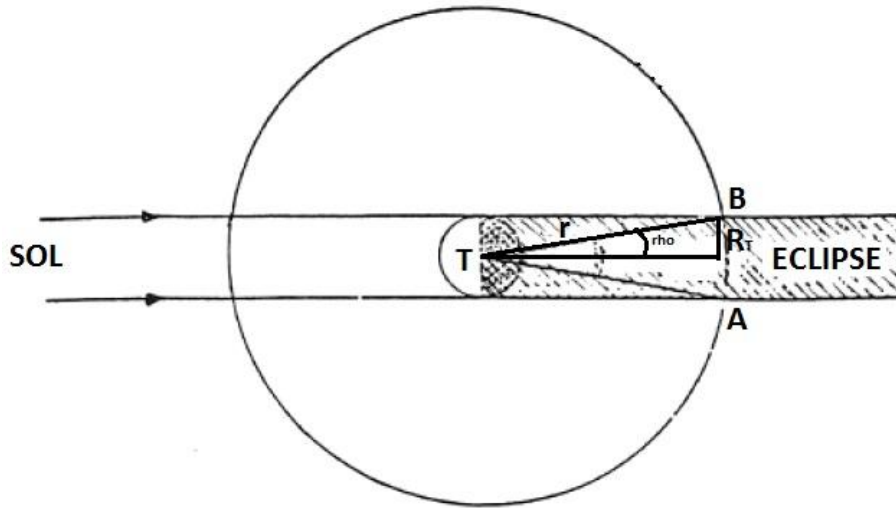


Figura 51. Esquema para el cálculo del tiempo máximo de eclipse [23].

El tiempo de eclipse será igual al tiempo que tarda el satélite en recorrer el arco que va desde el punto A hasta el punto B de la órbita. El ángulo visto desde el centro de la Tierra es 2ρ ($\rho = rho$ en la Figura 51). Para calcular su valor se emplea el triángulo ABT:

$$\rho = \arcsin\left(\frac{R_T}{r}\right) = \arcsin\left(\frac{R_T}{R_T+h}\right) \quad (54)$$

Donde R_T es el radio de la Tierra, r es el radio de la órbita circular y h es la altura del satélite sobre la Tierra.

Una vez hallado ρ se puede calcular el tiempo máximo de eclipse de forma sencilla, ya que al ser una órbita circular el tiempo es lineal con el arco de órbita recorrido:

$$t_{e,max} = T \frac{2\rho}{360} \quad (55)$$

Con ρ en grados y siendo T el periodo de la órbita.

Es importante destacar que este es el tiempo máximo de eclipse siempre y cuando se den las condiciones necesarias para que los hechos impuestos se cumplan, pudiendo existir órbitas sin eclipses.

10.2.2. Tiempo mínimo de eclipse

Para este análisis se utiliza un sistema de referencia "Celeste Inercial" (consultar Anexo I), obteniéndose la esfera celeste representada en la Figura 52, que permite realizar el estudio.

Resolviendo el triángulo esférico ABC representado en la Figura 52 (derecha), se obtiene el valor:

$$\phi = 2 \arccos\left(\frac{\cos(\rho)}{\cos(\beta_S)}\right) \quad (56)$$

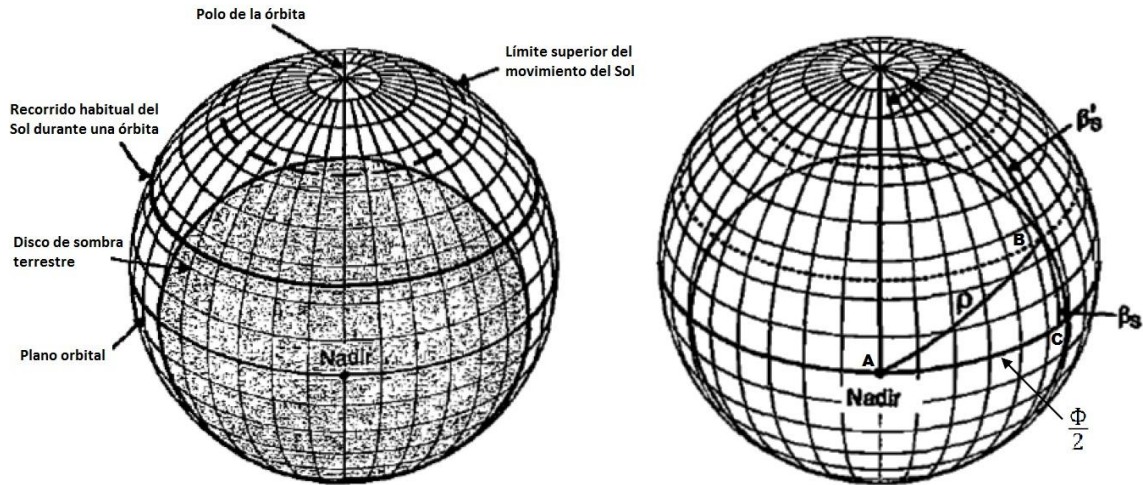


Figura 52. Esquema para el cálculo del tiempo mínimo de eclipse [23].

Siendo ρ el ángulo calculado en la ecuación (54) y β_S el ángulo del Sol con el plano orbital. Por su parte ϕ es el ángulo que recorre el satélite dentro del disco de sombra terrestre por lo que, de nuevo, escalando con el periodo y una vuelta completa obtenemos el tiempo de eclipse que, en este caso, será mínimo:

$$t_{e,min} = T \frac{\phi}{360} \quad (57)$$

Nótese que el tiempo mínimo de eclipse será nulo si ϕ es nulo. Esto se puede producir en órbitas muy inclinadas y en las que el RAAN varía de forma adecuada tal que su orientación con respecto al Sol hace que el satélite esté siempre iluminado. Un ejemplo de órbita sin eclipse es la heliosíncrona conocida como Dawn Dusk.

10.2.3. Eclipses en órbitas elípticas

El tiempo máximo de eclipse se produce en la menor altitud, en el perigeo, porque la Tierra genera una circunferencia de sombra de mayor radio en la esfera celeste centrada en el satélite (ver Figura 52). La duración máxima se produce cuando el Sol está contenido en el plano orbital, es decir, cuando Sol-Tierra-satélite se alinean. Esto puede ocurrir para distintos valores de la declinación solar, dependiendo del RAAN.

Para su cálculo se sigue un proceso relacionado con la Figura 53, que consiste en calcular el tiempo que tarda el satélite en recorrer la parte de sombra de la órbita. Para conocer el tiempo es necesario trabajar con las anomalías excéntricas de los puntos A y B.

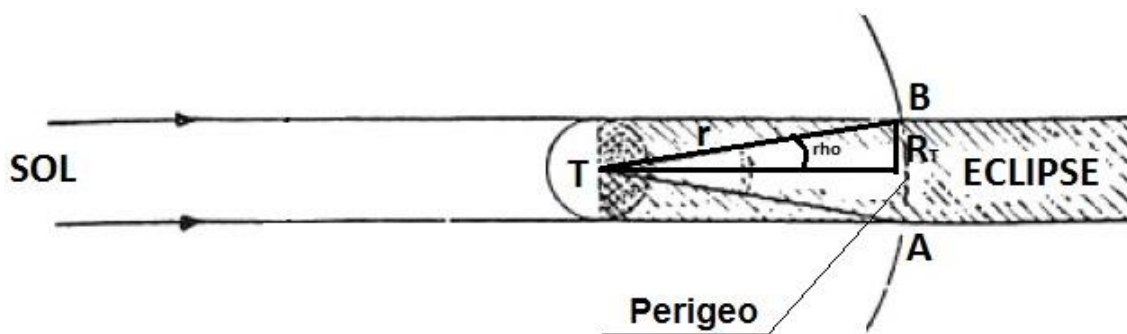


Figura 53. Esquema para el cálculo del tiempo máximo de eclipse en órbita elíptica [23].

Para las anomalías excéntricas hay que tener en cuenta que las anomalías verdaderas de los puntos A y B serán $f_A = -\rho$ y $f_B = \rho$, y se calculan del siguiente modo:

$$\cos(E_A) = \frac{e + \cos(f_A)}{1 + e \cos(f_A)} \quad (58)$$

$$\cos(E_B) = \frac{e + \cos(f_B)}{1 + e \cos(f_B)} \quad (59)$$

Donde E_I y f_I son las anomalías excéntrica y verdadera del punto I respectivamente e la excentricidad de la órbita.

Para pasar de anomalías a tiempos se usa la ecuación de Kepler:

$$E_A - e \sin(E_A) = n (t_A - t_{ref}) \quad (60)$$

$$E_B - e \sin(E_B) = n (t_B - t_{ref}) \quad (61)$$

Siendo n la velocidad angular media, t_I el tiempo de paso por el punto I y t_{ref} el tiempo de paso por el perigeo.

Restando las ecuaciones (60) y (61) se obtiene el tiempo máximo de eclipse:

$$t_E = \frac{1}{n} (E_B - E_A + e \sin(E_A) - e \sin(E_B)) \quad (62)$$

El tiempo mínimo de eclipse se da en la mayor altitud posible, en el apogeo, porque la circunferencia de sombra producida por la Tierra es la de menor radio en la esfera celeste centrada en el satélite. La duración será mínima cuando el Sol forme el mayor ángulo posible con el plano orbital, $\beta_s = 23.5^\circ + i$, siendo 23.5° el ángulo de inclinación de la eclíptica solar (por lo que el tiempo mínimo se dará en los solsticios) e i la inclinación de la órbita. Puede darse el caso, al igual que en las circulares, de que no exista eclipse.

10.3. Cobertura y visibilidad

La cobertura trata de estudiar la superficie terrestre que el satélite es capaz de comunicarse a lo largo del tiempo con los instrumentos y antenas que lleva a bordo, con el objetivo de que dicha comunicación sea correcta.

10.3.1. Definiciones geométricas

Para poder comprender los parámetros de cobertura es necesario realizar un análisis geométrico previo con el apoyo de la Figura 54. En la Figura 54 se observan varios ángulos, que se nombran del siguiente modo:

- **Radio angular terrestre (ρ):** definido del mismo modo que en eclipses. Marca el límite geométrico de cobertura.
- **Ángulo de nadir (η):** ángulo debido a limitaciones físicas de los instrumentos del satélite, por las cuales se reduce el campo de cobertura. Si no existiesen estas limitaciones, el único límite sería la geometría y se tendría $\eta = \rho$.
- **Ángulo central terrestre (λ):** ángulo entre la línea que une el centro de la Tierra con el satélite y la limitación marcada por el ángulo de nadir.

- **Elevación (ε):** ángulo medido desde la superficie terrestre, desde el cual un observador ve el satélite.

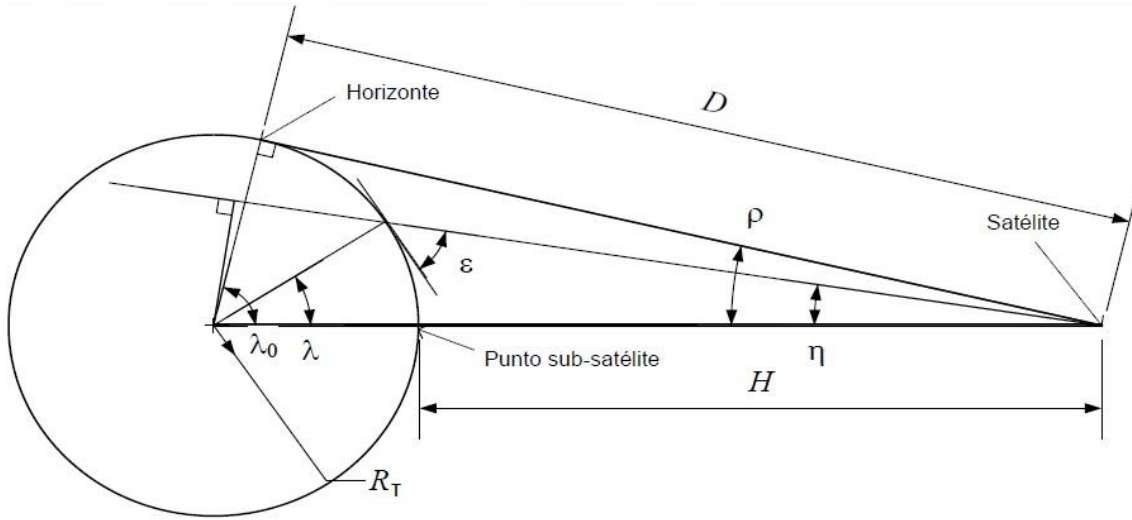


Figura 54. Análisis geométrico de cobertura [23].

Las relaciones geométricas para el cálculo de estos ángulos son:

$$\sin(\rho) = \frac{R_T}{R_T + H} \quad (63)$$

Donde R_T es el radio de la Tierra y H la altura del satélite en el instante dado.

$$\sin(\eta) = \sin(\rho) \cos(\varepsilon) \quad (64)$$

$$\tan(\eta) = \frac{\sin(\rho) \sin(\lambda)}{1 - \cos(\lambda) \sin(\rho)} \quad (65)$$

$$\lambda + \eta + \varepsilon = \pi/2 \quad (66)$$

10.3.2. Parámetros de cobertura

Para obtener información sobre cobertura se trabaja con los siguientes parámetros:

- **Field Of Regard (FOR):** es el ángulo de cono que marca la visibilidad potencial del satélite limitado únicamente por geometría.

$$FOR = 2 \rho \quad (67)$$

- **Field Of View (FOV):** es el ángulo de cono que marca la visibilidad de un sensor limitado por restricciones físicas.

$$FOV = 2 \eta \quad (68)$$

- **Swath:** es el área sobre la superficie terrestre alrededor de un punto de la traza que puede observar el satélite a medida que avanza.
- **Anchura del swath:** es la distancia angular, desde el centro de la Tierra, que toma el swath en perpendicular a la traza en el punto de estudio.

$$Ancho_{swath} = 2 \lambda \quad (69)$$

Otras definiciones de interés son:

- **Área de acceso instantáneo (IAA):** es el área que un instrumento tiene potencial para ver si escanea todo su rango nominal de orientaciones.
- **Velocidad de área de cobertura (ACR):** es la velocidad a la que un instrumento accede a una nueva área.
- **Velocidad de área de acceso (AAR):** es la velocidad a la que una nueva área entra en el área de acceso del satélite.

10.3.3. Calidad de cobertura

Para medir la calidad de cobertura se emplean los siguientes parámetros:

- **Porcentaje de cobertura:** porcentaje de tiempo que un punto de la Tierra queda cubierto por un satélite o constelación. Proporciona información de la cobertura a lo largo del tiempo.
- **Máxima interrupción de cobertura:** máximo intervalo de tiempo en el que el punto de la Tierra estudiado no queda cubierto por el satélite. Permite conocer el peor caso.
- **Interrupción de cobertura media:** duración media de los intervalos de tiempo sin cobertura en el punto estudiado.
- **Tiempo de interrupción de cobertura en media temporal:** tiempo medio sin cobertura en el punto estudiado.
- **Tiempo medio de respuesta:** tiempo medio desde que una señal o petición es emitida hasta que la respuesta es recibida. Es el mejor parámetro para medir la calidad de cobertura ya que tiene en cuenta todos los aspectos.

10.3.4. Visibilidad

Se trata de resolver el problema de forma inversa a como se ha resuelto en cobertura. Consiste en conocer cuándo un satélite es visto desde una estación de Tierra situada en un punto concreto. En la Figura 55 se muestra un caso concreto de visibilidad desde una estación de Tierra.

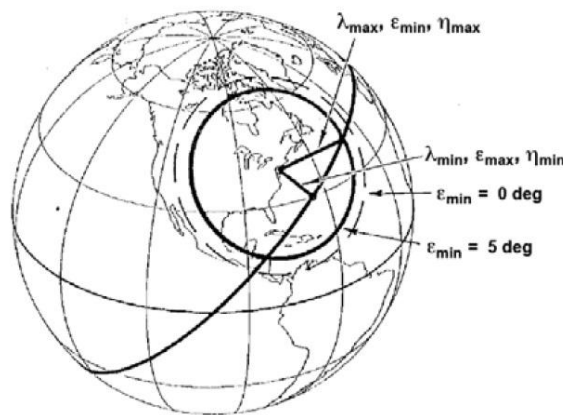


Figura 55. Ejemplo de visibilidad desde estación de Tierra [23].

Para ello, es requisito fundamental que la elevación (ε) sea mayor que la elevación mínima que permite la estación.

10.3.5. Conclusiones prácticas

En primer lugar, hay que definir claramente los requisitos de cobertura y visibilidad de la misión. Una vez conocidos, es necesario tomar decisiones como, por ejemplo, elegir si se usará un único satélite o una constelación.

En caso de querer asegurar cobertura global a lo largo del tiempo, es decir, que toda la Tierra sea vista por el satélite durante su recorrido (no necesariamente toda al mismo tiempo, para ello habría que usar una gran constelación). La órbita va cambiando el RAAN debido a las perturbaciones, cosa que por un lado permite la cobertura global pero por otro hace que sea necesario realizar un solape del ancho de swath en el Ecuador (zona más ancha y restrictiva) como se muestra en la Figura 56.

Por otra parte hay que seleccionar correctamente las estaciones de Tierra para el seguimiento del satélite. Para ello se estudiarán los parámetros de calidad de cobertura. Puede que sea necesario utilizar varias estaciones de Tierra para mejorar dichos parámetros.

Si el lector estuviese interesado en el cálculo de coberturas, puede utilizar las simulaciones por ordenador que ofrece STK. Este ofrece:

- Datos numéricos.
- Facilidad para seleccionar la órbita en función de la cobertura y visibilidad.
- Permite dimensionar el FOV del instrumento.



Figura 56. Solape de órbitas consecutivas en el Ecuador para asegurar cobertura global [23].

11. Órbitas de aplicación

Este capítulo analiza de forma individual varias órbitas que son empleadas habitualmente debido a alguna particularidad que las hace ser las más adecuadas para ciertos objetivos. Es importante conocer los grados de libertad que otorgan estos tipos de órbitas, ya que algunas de ellas son totalmente restrictivas (no hay posible variación) mientras que otras dejan en manos del ingeniero que las diseña la elección de algunos parámetros.

11.1. LEO y MEO

Son las siglas inglesas de “Órbita Terrestre Baja” y “Órbita Terrestre Media”. Se trata de órbitas circulares con restricción en el radio o altura. Los parámetros fijos son los siguientes:

- Excentricidad: $e = 0$
- Rango de alturas LEO: $h \sim < 1500 \text{ km}$
- Rango de alturas MEO: $10000 \text{ km} < h < 20000 \text{ km}$ aproximadamente.

Sus principales aplicaciones son: experimentación científica (ISS, Shuttle), observación astronómica (Hubble), observación terrestre (Landsat, SPOT), comunicaciones (Globalstar), navegación (GPS, Glonass, Galileo) y uso como órbitas parking.

En general se trabaja con constelaciones de satélites para tener cobertura global, ya que con un único satélite es complejo obtener resultados al ser órbitas bajas y medias. Como se muestra en la Figura 57, al tener las órbitas MEO una altitud mayor serán necesarios menos satélites que en una constelación LEO para completar la cobertura deseada.

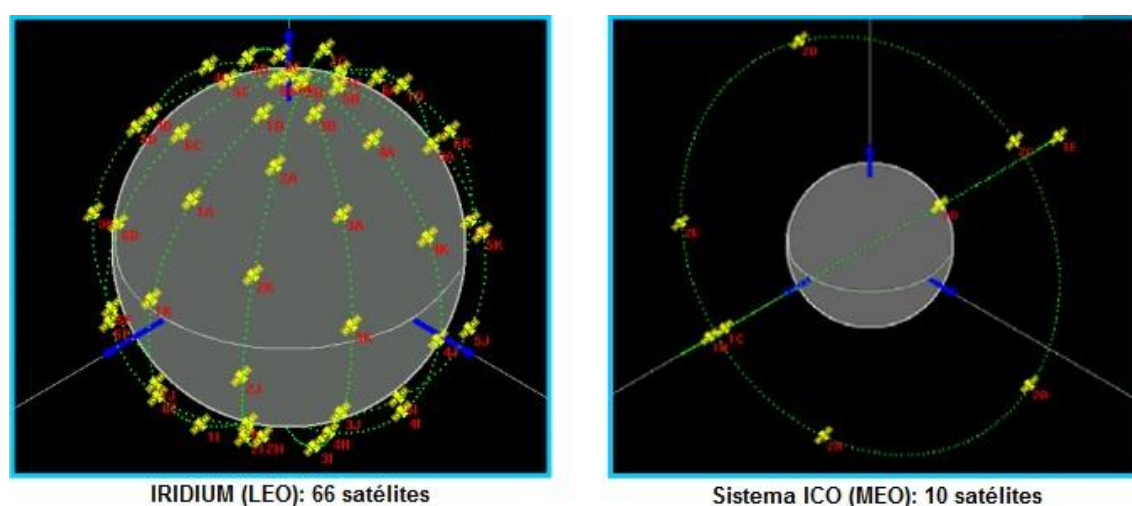


Figura 57. Comparativa constelaciones LEO y MEO [25].

Las principales ventajas e inconvenientes de este tipo de órbitas se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 12. Ventajas e inconvenientes principales de LEO y MEO.

VENTAJAS	INCONVENIENTES
Cobertura global	Necesidad de muchos satélites
Retardos muy pequeños en la señal	Muchos eclipses
Uso eficiente del espectro	Basura espacial

11.2. Geoestacionaria (GEO)

Es un tipo de órbita circular que destaca porque su traza es un punto, es decir, siempre se encuentra sobre el mismo punto de la Tierra. Esto implica que el satélite debe tener un periodo igual al de rotación de la Tierra y que su órbita sea ecuatorial.

- Geosíncrona (periodo igual al de rotación de la Tierra): $T = 23 \text{ h } 56 \text{ min } 4.09 \text{ s}$
- Radio (definido por el periodo): $r = a = 42164 \text{ km}$

- Velocidad (definida y constante): $V = 3075 \text{ km/s}$
- Ecuatorial: $i = 0$
- Directa

Con todos los datos aportados, la órbita queda perfectamente definida a falta de conocer el punto en el que se inyectará en dicha órbita.

Sus aplicaciones son múltiples debido a su posición fija, siendo sus campos de aplicación más destacados las comunicaciones (Intelsat), el ámbito militar (DSCS, TDRS) y la meteorología (MSG)

A diferencia de las órbitas LEO y MEO, en órbitas GEO es habitual trabajar con un único satélite situado en el punto adecuado. Las principales ventajas e inconvenientes de las GEO son:

Tabla 13. Ventajas e inconvenientes principales de GEO.

VENTAJAS	INCONVENIENTES
Tecnología ya desarrollada	Eclipses
Estabilidad de la señal	Retraso de la señal
Cobertura de zonas pobladas	No cubre zonas polares
Alta visibilidad	Basura espacial

A continuación se realiza un análisis en mayor profundidad de eclipses, trazas con pequeñas variaciones, perturbaciones y aspectos jurídicos.

11.2.1. Eclipses

Como se ha comentado, es un tipo de órbita perfectamente definido y muy usado. Por ello, los tiempos de eclipse están perfectamente definidos, como muestra la Figura 58.

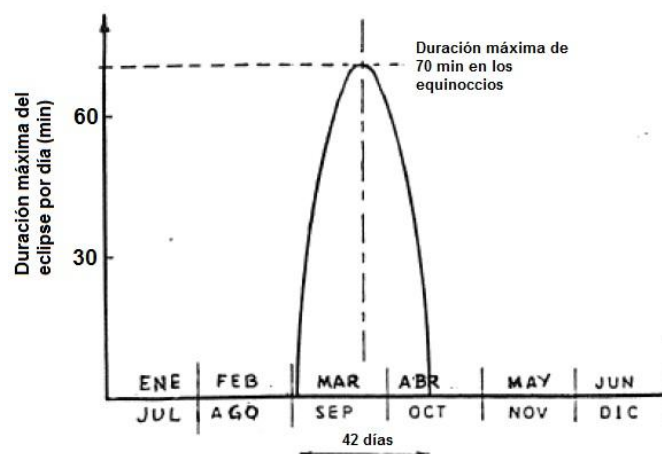


Figura 58. Tiempos y periodos de eclipse de GEO [23].

- Inicio: 21 días antes del equinoccio.
- Fin 21: días después del equinoccio.
- Tiempo máximo de eclipse: $t_{E,max} \sim 70 \text{ min}$

Se comprueba que la mayor parte del tiempo el satélite no se expone a eclipses. Esto es debido a que el radio de la órbita es lo suficientemente grande como para evitar la zona de sombra de la Tierra cuando el Sol alcanza en su eclíptica un valor $\beta_s \geq 8^{\circ}41'$.

11.2.2. Trazas

Por ser órbita geoestacionaria, es conocido que su traza será, teóricamente, un punto. Sin embargo, es interesante comprobar cómo se comporta la traza frente a pequeñas variaciones en parámetros como la inclinación y la excentricidad.

Si la órbita posee una pequeña inclinación con excentricidad nula, la traza no será un punto, sino que tendrá forma de “ocho” (ver Figura 59) siendo las variaciones Norte-Sur ($\Delta\phi_{GEO}$) y las variaciones Este-Oeste ($\Delta\lambda$) las siguientes:

$$\Delta\phi_{GEO} = \pm i \quad (70)$$

$$\Delta\lambda_{GEO} = \pm \frac{i}{4} \sin(i) \quad (71)$$

Si hay variación en la excentricidad con la inclinación nula se producirá únicamente una variación Este-Oeste de valor:

$$\Delta\lambda_{GEO} = \pm 2e \quad (72)$$

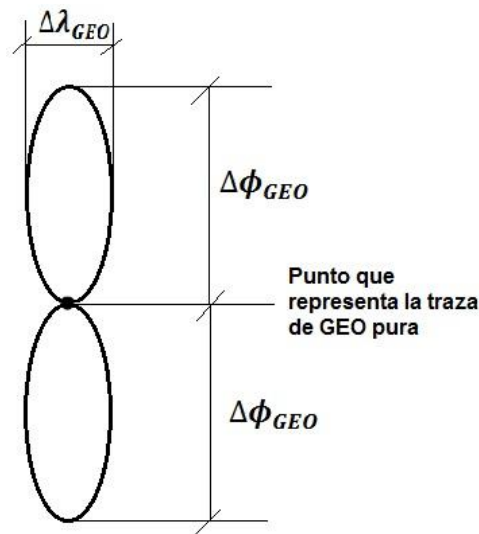


Figura 59. Taza de GEO con pequeñas variaciones de inclinación y excentricidad.

Por último, si existiesen variaciones en ambos parámetros se obtendría la solución como suma de las anteriores.

11.2.3. Perturbaciones

La principal perturbación que afecta a las órbitas geoestacionarias es la luni-solar, ya que hace variar la inclinación. Los efectos de esta perturbación son difíciles de cuantificar pero, debido a que este tipo de órbita es única y muy empleada, se han obtenido datos relacionados con ello.

La conclusión es que se produce una variación de inclinación de aproximadamente $0.9^{\circ}/año$, que habrá que corregir periódicamente para que la traza se mantenga como un punto.

Por otro lado, al intentar que la órbita sea exactamente un punto, pueden influir las perturbaciones que generan variaciones periódicas en los parámetros, aparte de las seculares. El caso más destacado es el del potencial gravitatorio terrestre, que genera un movimiento oscilatorio alrededor de dos posiciones estables (75° y 255° Este).

11.2.4. Aspectos jurídicos

Debido a que el tipo de órbita es único, el espacio es limitado y, por tanto, también lo será el número de satélites que se pueden situar en esta órbita. Esto hace que sea necesaria la redacción de una normativa.

Sin entrar en más detalle, se comentan dos aspectos relacionados con esta normativa. En primer lugar, existe una discusión abierta acerca de si el punto en el que se coloca un satélite geoestacionario pertenece al país sobre el que se sitúa o no, estando recogido en la Constitución de algunos países, como es el caso de Colombia, citado textualmente a continuación:

Fragmento de Artículo 101 de la *Constitución Política de Colombia*: “También son parte de Colombia, el subsuelo, el mar territorial, la zona contigua, la plataforma continental, la zona económica exclusiva, el espacio aéreo, el segmento de la órbita geoestacionaria, el espectro electromagnético y el espacio donde actúa, de conformidad con el derecho internacional o con las leyes colombianas a falta de normas internacionales.”

En segundo lugar, para evitar que la órbita se sature, es obligatorio sacar los satélites de ella una vez finalizada la vida útil. Lo habitual es realizar una maniobra para situarlos en una órbita a 500km sobre la geoestacionaria, conocida comúnmente como órbita cementerio. Esto conduce a que el satélite debe ser calculado teniendo en cuenta unas reservas de combustible para este fin.

11.3. Heliosíncrona (SS)

La finalidad de este tipo de órbita es mantener siempre la misma orientación del plano orbital con respecto al Sol, manteniendo así los tiempos de eclipse constantes a lo largo del tiempo. Esto permite que la orientación de los paneles solares sea siempre la misma y a horas fijas.

Para conseguir que el plano del satélite mantenga la orientación respecto al Sol, se aprovecha el cambio de RAAN generado por la perturbación relacionada con el achatamiento terrestre, obteniéndose la siguiente ecuación:

$$-\frac{3}{2}J_2\sqrt{\frac{\mu}{a^3}}\left(\frac{R}{a(1-e^2)}\right)^2\cos(i) = \alpha = \frac{2\pi}{24 \times 3600 \times 365.25} \quad (73)$$

Donde α es la velocidad angular del Sol en su eclíptica. Lo habitual es que el semieje mayor (a) y la excentricidad (e) sean datos impuestos por el tipo de misión que se realiza, por lo que de la ecuación (73) se calcula la inclinación i . Por ello, se trata de órbitas no restrictivas ya que a partir de otros parámetros se obtiene únicamente la inclinación.

Al tener siempre la misma orientación respecto al Sol, los satélites en órbitas heliosíncronas pasan siempre a la misma hora por las mismas latitudes. Esto hace que las horas de paso

locales por los nodos ascendente y descendente sean una buena forma de nomenclatura. Así, se obtienen las dos órbitas heliosíncronas más conocidas:

- LAN 12 o High Noon: 12 h nodo ascendente – 24 h nodo descendente.
- LAN 18 o Dusk Dawn: 18 h nodo ascendente – 6 h nodo descendente.

La Dusk Dawn destaca por tener unos periodos de eclipse muy cortos, pudiendo no tenerlos como, por ejemplo, con $i = 90^\circ$.

11.4. Repeating Ground Track (RG)

Es un tipo de órbita no restrictivo cuyo objetivo es calcular una órbita de forma que un satélite situado en ella pase por un punto determinado de la Tierra cada cierto tiempo definido para la misión.

Para ello, es importante tener en cuenta efectos de resistencia aerodinámica, ya que modificaciones del semieje mayor y en la excentricidad producen cambios en el periodo, y los del tercer cuerpo, ya que cambios en la inclinación modifican la traza.

Empleando un factor llamado K , con el que se define el tiempo de espera para el paso por el mismo punto de la Tierra, es posible calcular el periodo de la órbita en función del de la Tierra:

$$T = K T_T \quad (74)$$

Siendo T el periodo del satélite y T_T el de la Tierra.

Una vez obtenido el periodo se calcula el semieje mayor, parámetro que queda restringido. Como su nombre indica, se trata de una órbita cuya traza se repite a lo largo de tiempo, por lo que será cerrada, como muestra la Figura 60.

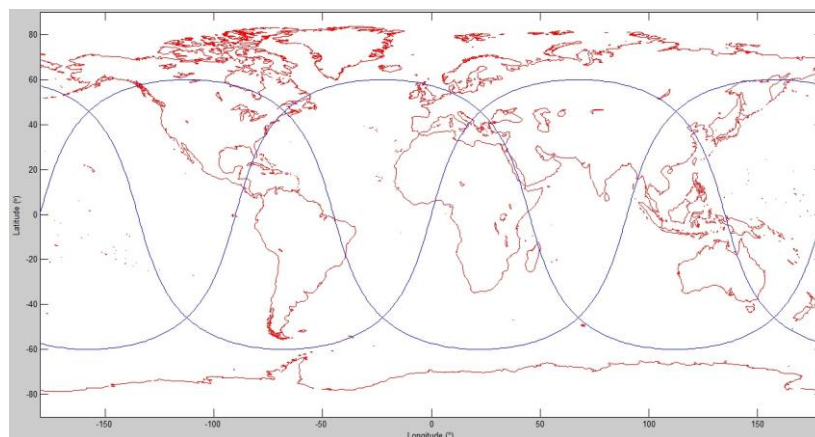


Figura 60. Ejemplo de traza de órbita Repeating Ground Track obtenido con el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

11.5. Frozen

Son órbitas muy estables. Tratan de minimizar las variaciones globales de altitud anulando las de excentricidad y de argumento del perigeo de largo periodo. Son empleadas en misiones que necesitan gran estabilidad, como observación de la Tierra. Es habitual encontrarlas combinadas con SS y RG.

Como se ha comentado, deben ser nulas:

$$\dot{e} = -\frac{3}{2} \frac{n}{(1-e^2)^2} J_3 \left(\frac{R_T}{a} \right)^3 \left(1 - \frac{5}{4} \sin^2 i \right) \sin(i) \cos(\omega) = 0 \quad (75)$$

$$\dot{\omega} = \frac{3n}{(1-e^2)^2} J_2 \left(\frac{R_T}{a} \right)^2 \left(1 - \frac{5}{4} \sin^2 i \right) \theta = 0 \quad (76)$$

Siendo θ el siguiente parámetro:

$$\theta = 1 + \frac{J_3}{2 J_2} \frac{R_T}{a} \frac{1}{1-e^2} \frac{\sin^2(i) - e^2 \cos^2(i)}{\sin(i)} \frac{\sin(\omega)}{e} \quad (77)$$

Para que la órbita sea Frozen ambas variaciones deben ser nulas al mismo tiempo, por lo que hay varias posibilidades:

- $\left(1 - \frac{5}{4} \sin^2 i \right) = 0$, factor que aparece en ambas variaciones, por lo que si $i = 63.4^\circ$ es suficiente para que sea Frozen.
- Si el valor de la inclinación ya está impuesto, se puede conseguir $\dot{\omega} = 0$ calculando la excentricidad de modo que $\theta = 0$. Por su parte, para $\dot{e} = 0$, habrá que imponer el argumento del perigeo, que tomará como valor 90° o 270° .

12. Módulo de misión de la CDF del IDR/UPM

En este capítulo se va a analizar el módulo de misión realizado para la CDF del IDR/UPM, para el cual se ha trabajado desde febrero hasta junio de 2015. A su vez, se hará una comparativa con el mismo módulo pero diseñado por la Agencia Espacial Europea (ESA), el cual se ha tratado de mejorar.

El principal objetivo de este módulo consiste en aportar un software manejable, visual, genérico, detallado y versátil, para que pueda emplearse en el diseño preliminar de la misión de cualquier satélite individual. Para ello, se dispuso como ejemplo del mismo módulo de la CDF de la ESA, dando lugar a un segundo objetivo: mejorarlo.

Está dividido en 6 pestañas, cada una de ellas con un objeto de estudio diferente dentro del software: entradas (inputs), selección de órbita (orbit selection), gráficos (graphics), análisis (analysis), inventario de incrementos de velocidad (Dv budget) y salidas (outputs).

Para realizar los estudios de cada una de las pestañas se ha empleado la teoría desarrollada en los capítulos 10 y 11 del presente proyecto.

12.1. Entradas

Al tratarse de un módulo de la CDF, este debe estar conectado a la base de datos correspondiente y tomar de ella los valores que sean necesarios para poder realizar los cálculos. Para ello, el programa cuenta con un botón de toma de datos ("Refresh") y otro para comenzar una vez ha sido todo completado correctamente ("Push when everything is completed"). En la Figura 61 se puede ver una imagen de esta pestaña.

Las entradas que recibe este módulo son las siguientes:

- **Órbita de aparcamiento** (todos sus elementos): $a, e, i, \Omega, \omega, t_0$.
- **Cobertura y visibilidad:** elevación mínima.
- **Motor eléctrico:** incremento de velocidad máximo en cada impulso.
- **Geometría y masas:** Coeficiente Balístico (BC).
- **Misión:** duración.
- **Mantenimiento:** límites de variación de cada parámetro respecto al nominal.

En el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM se requieren más entradas que en la de la ESA. Estas entradas son elementos extra de la órbita parking (en la ESA siempre es considerada circular), datos del motor eléctrico y límites en mantenimiento.

Figura 61. Pestaña "Inputs" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

12.2. Selección de órbita

Se trata de una de las pestañas más elaboradas del programa (ver Figura 62), en la que el usuario puede escoger entre los siguientes tipos de órbita:

- General
- Circular (LEO, MEO)
- Geoestacionaria (GEO)
- Molniya

Siendo el primer tipo un caso genérico en el que se puede crear una órbita ajustando 6 de sus parámetros. El programa permite dos opciones para la entrada de estos datos:

- Elementos clásicos de las órbitas ($a, e, i, \Omega, \omega, t_0$).
- Posición (x, y, z) y velocidad (v_x, v_y, v_z) iniciales.

Incluye también la posibilidad de convertir los casos "General" y "Circular" en órbitas Repeating Ground Track (RT) y Heliosíncronas (SS), ya que estas no son tipos de órbitas

totalmente restrictivos. La GEO y la Molniya son órbitas con los parámetros necesarios para realizar esta conversión ya definidos, por lo que no es posible añadir esta especificación.

Una vez seleccionado el tipo de órbita el programa calcula todos los parámetros adicionales de esta que, componen la parte más importante del módulo de programación junto a los incrementos de velocidad. Estos parámetros son enviados a la pestaña de salidas, por lo que serán comentados en el apartado 12.6.

ORBIT SELECTION

1) Choose the type of orbit

GENERIC

Ground Track YES

k orbit

k Earth

Calculate

a (km)

Heliosynchronous YES

e

a (km)

Calculate

i (deg)

2) Confirm your orbit

Orbit OK

3) Input free parameters

e

a (km)

i (deg)

omega (deg)

w (deg)

t0 (s)

Only for generic orbit
Choose the inputs

R and V

x0 (km)

y0 (km)

z0 (km)

v0_x (km/s)

v0_y (km/s)

v0_z (km/s)

4) Confirm parameters

Parameters OK

Figura 62. Pestaña "Orbit Selection" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

El módulo de la ESA ofrece una menor variedad de órbitas, ya que no incluye un apartado para introducir órbitas genéricas ni tampoco la Molniya. Con respecto a las Heliosíncronas y Repeating Ground Track, se realiza su estudio de forma independiente, sin ser enlazadas de forma directa a circulares o genéricas, por lo que el manejo del módulo del IDR/UPM es más sencillo y completo en ese aspecto.

Por otra parte, la ESA pone la limitación de introducir los parámetros únicamente mediante los elementos orbitales clásicos. Para mejorar esto, el IDR/UPM incluye la introducción de posición y velocidades iniciales, a partir de los cuales realiza el desarrollo de la órbita.

12.3. Gráficos

Gráficos (ver Figura 63) es la primera pestaña que permite analizar la misión. En ella se muestran dos botones con los que obtener representaciones de la órbita seleccionada.

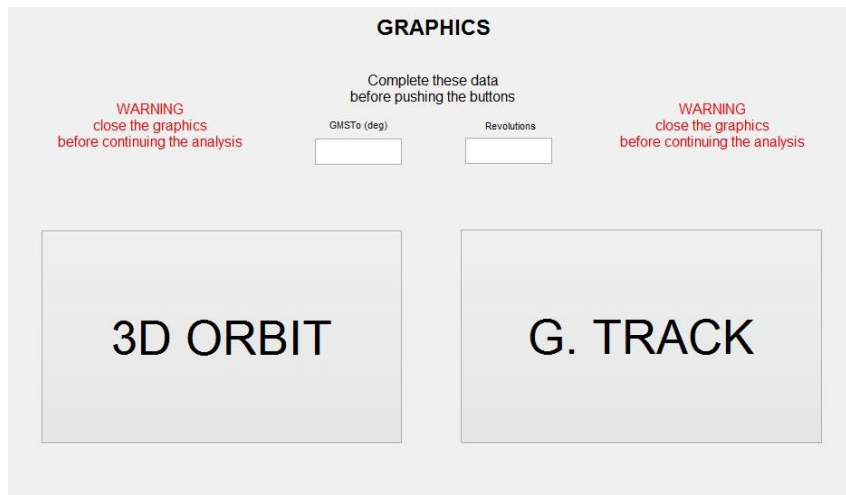


Figura 63. Pestaña "Graphics" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

El objetivo fundamental es que el usuario pueda comprobar de forma visual si la órbita introducida mediante parámetros es la que buscaba. Para las representaciones se trabaja con la órbita nominal (sin tener en cuenta las perturbaciones) por sencillez y claridad para el usuario.

Estas representaciones cuentan con dos parámetros de ajuste, que son el giro inicial de la Tierra (con respecto a las estrellas fijas) y el número de vueltas que da el satélite.

La primera de las dos representaciones (ver Figura 64) disponibles es la visualización de la órbita en tres dimensiones, alrededor de la Tierra. Esto aporta una visión real al usuario de su órbita y permite realizar un chequeo visual.

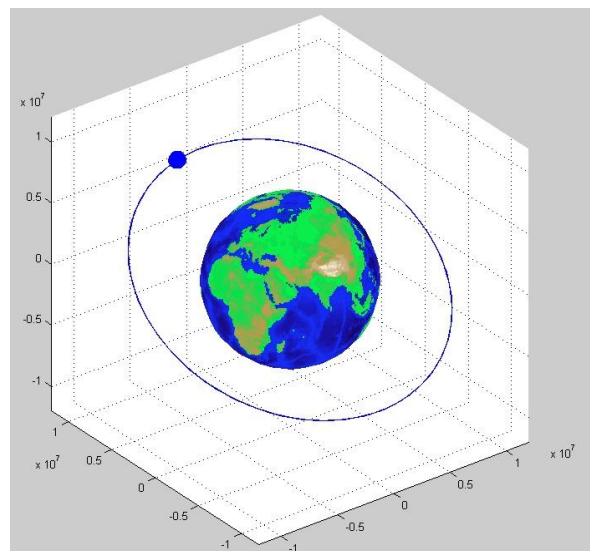


Figura 64. Ejemplo de gráfico tridimensional obtenido del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. Se trata de una órbita elíptica con $e = 0.2$, $a = 12000$ km e $i = 30^\circ$.

La segunda representación es la traza. En ella se puede realizar la segunda comprobación visual acerca de si la órbita es la buscada. En la Figura 65 se representa la traza de la órbita representada en la Figura 64.

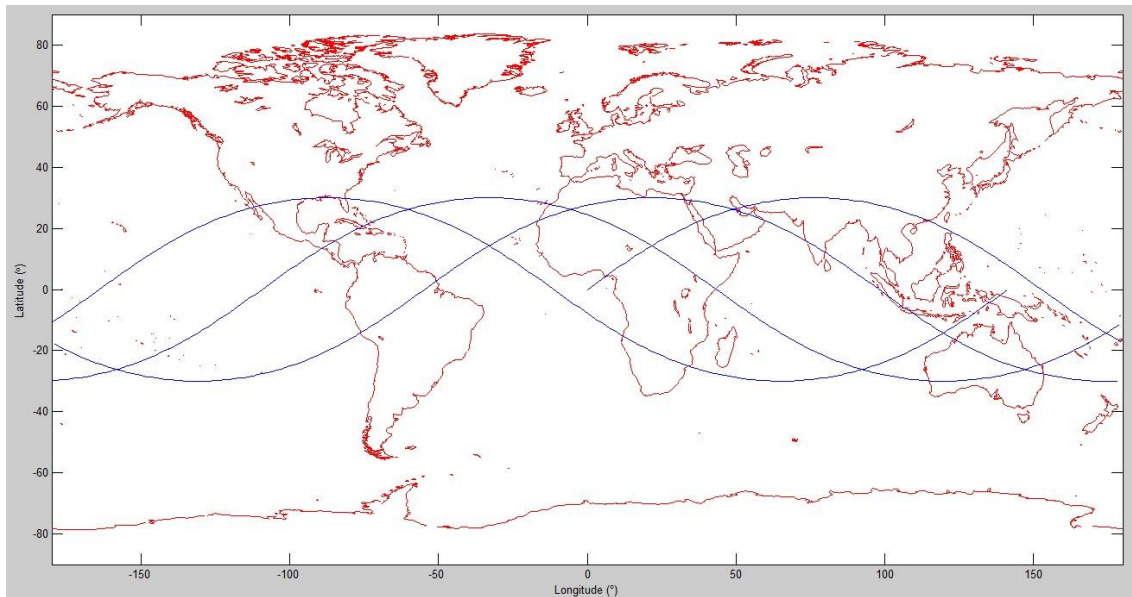


Figura 65. Ejemplo de la traza obtenida del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. Se trata de una órbita elíptica con $e = 0.2$, $a = 12000\text{km}$ e $i = 30^\circ$ para 4 vueltas del satélite.

Con respecto al módulo realizado por la ESA, este apartado supone un gran avance, debido a que aquel no realiza ningún tipo de representación.

12.4. Análisis

Estudia la cobertura del satélite sobre Tierra, la visibilidad del satélite desde Tierra, los tiempos máximos de eclipse y los efectos de las perturbaciones.

12.4.1. Cobertura

La subpestaña de cobertura (Figura 66) toma los datos correspondientes a la órbita seleccionada y, además, la elevación mínima de las entradas pedidas al resto de subsistemas. Por su parte la altura a la que se encuentra el satélite se deja como parámetro libre para que el usuario pueda variarlo fácilmente.

Con todos estos datos calcula los parámetros que definen la cobertura de un satélite:

- Ancho de Swath
- Field Of View (FOV)
- Distancia al borde del Swath
- Área de Acceso Instantáneo (IAA)
- Ratio de Acceso al Área (AAR)
- Radio angular terrestre
- Ángulo central terrestre en el horizonte
- Ángulo central terrestre máximo
- Distancia al horizonte
- Ángulo de nadir máximo

COVERAGE			
Orbit		Insert Data	
i (deg)	<input type="text"/>	Minimum Elevation (deg)	<input type="text"/>
T (min)	<input type="text"/>	Height (km)	<input type="text"/>
CALCULATE			
Swath width (deg)	<input type="text"/>	Earth angular radius (deg)	<input type="text"/>
Swath width (km)	<input type="text"/>	Earth central angle at horizon (deg)	<input type="text"/>
Maximum FOV (deg)	<input type="text"/>	Range to horizon (km)	<input type="text"/>
Slant range to edge of swath (km)	<input type="text"/>	Maximum nadir angle (deg)	<input type="text"/>
Instantaneous Access Area (km ²)	<input type="text"/>	Maximum Earth central angle (deg)	<input type="text"/>
Area Access Rate (km ² /s)	<input type="text"/>		

Figura 66. Subpestaña "Coverage" del apartado "Analysis" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

En caso de necesitar esta información en otro punto basta con variar la altitud de la órbita. En este apartado la ESA realiza un trabajo similar en contenido, no así en aspecto.

12.4.2. Visibilidad

El objetivo de la subpestaña de visibilidad (Figura 67) es igual que el de cobertura pero a la inversa, es decir, posicionando una estación de Tierra se quiere conocer si será visible o no el satélite. Para ello el programa, además de tomar de nuevo los parámetros necesarios para definir la órbita y la elevación mínima, vuelve a pedir la altura y las posiciones angulares de la estación de Tierra y el satélite.

Con todo esto, el programa obtiene los valores de interés en el estudio de visibilidad:

- Radio angular terrestre
- Distancia de azimut
- Tiempo a la vista
- Distancia angular máxima
- Ángulo central terrestre mínimo
- Ángulo de nadir mínimo
- Ángulo de elevación máxima
- Distancia mínima al objetivo

El módulo de la CDF de la ESA calcula los mismos parámetros, dejando además las mismas entradas. Estos son los parámetros habituales de estudio en visibilidad, por lo que no admite mejora en contenido.

VISIBILITY			
Orbit		Insert Data	
i (deg)	<input type="text"/>	Minimum Elevation (deg)	<input type="text"/>
T (min)	<input type="text"/>	Height (km)	<input type="text"/>
		Long target (deg)	<input type="text"/>
		Lat target (deg)	<input type="text"/>
		Long Nodo Ascendente (deg)	<input type="text"/>
CALCULATE			
ON CURRENT PASS			
Minimum Earth central angle (deg)	<input type="text"/>	Maximum angular rate (deg)	<input type="text"/>
Minimum nadir angle (deg)	<input type="text"/>	Azimuth range (deg)	<input type="text"/>
Maximum elevation angle (deg)	<input type="text"/>	Time in view (min)	<input type="text"/>
Minimum distance to target (km)	<input type="text"/>	Earth angular radius (deg)	<input type="text"/>

Figura 67. Subpestaña "Visibility" del apartado "Analysis" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

12.4.3. Eclipses y perturbaciones

De nuevo, al igual que en las subpestañas anteriores de este apartado, se toman como datos los parámetros necesarios de la órbita elegida. Por otro lado se toma el coeficiente balístico (BC) de las entradas o se puede introducir de forma manual (se muestra la subpestaña en Figura 68).

Como salida del estudio de eclipses se toma únicamente el tiempo máximo de eclipse, que es el parámetro requerido por los subsistemas de control térmico y de potencia.

Por parte de las perturbaciones se han empleado modelos como los descritos en el capítulo 8, calculando con ello la variación de los siguientes parámetros orbitales.

- Semieje mayor
- Excentricidad
- Argumento del perigeo
- Ascensión recta del nodo ascendente

La inclinación no se ha incluido debido a que su cálculo es muy específico, depende mucho de la órbita elegida, y complejo. Para las órbitas típicas esta variación es conocida siendo, por ejemplo, para la órbita GEO de $0.9^\circ/\text{año}$.

El objetivo del estudio de las perturbaciones es emplear las variaciones en pestañas posteriores (concretamente en el cálculo de los incrementos de la velocidad para el mantenimiento de la órbita). Por ello más adelante se verá que se deja como parámetro libre la variación de la inclinación, por si el usuario desea probar o realizar un estudio específico.

Orbit Insert Data

a (km)

e

i (deg)

CALCULATE

ECLIPSE

Maximum Eclipse Time (min)

PERTURBATION

D_a (km/year)

D_e (1/year)

D_w (deg/day)

D_omega (deg/day)

Figura 68. Subpestaña "Eclipse and Perturbations" del apartado "Analysis" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

En relación a la CDF de la ESA, en este apartado se introduce una mejora consistente en un modelo que calcula el tiempo de eclipse en órbitas elípticas. El resto de parámetros se estudian de forma parecida (no igual ya que para las perturbaciones que se ven afectadas por resistencia aerodinámica se emplean tablas diferentes).

12.5. Inventario de incrementos de velocidad

El estudio más importante que tiene que desarrollar este subsistema, junto con las salidas que proporciona la órbita elegida directamente (de las que se habla en el apartado 12.6.) es el de los incrementos de velocidad, ya que son esenciales para conseguir situar y mantener el satélite en la órbita correcta. Además, están directamente relacionados con la masa, y por tanto con las dimensiones, mediante la ecuación del cohete, ecuación (29).

Esta pestaña se subdivide en tres, que son el estudio de transferencias, mantenimiento y fin de vida útil.

12.5.1. Transferencias

En primer lugar, el programa toma los datos de la órbita de aparcamiento y de la órbita en la que hay que situar el satélite. Con esto la subpestaña (Figura 69) realiza los cálculos teniendo en cuenta cuatro tipos de transferencia diferentes, que serán coplanarias. Posteriormente se permite realizar cambios de inclinación, bien por separado o bien realizar una maniobra combinada realizándolo junto con la transferencia de Hoffman.

Los resultados que aporta el programa son los incrementos de velocidad locales, los totales y el tiempo de transferencia, así como una gran variedad de gráficas que permiten la comprobación de los parámetros seleccionados y un mejor estudio.

La primera transferencia que se estudia es la de Hoffman, para la cual se dispone de un visualizador de la órbita, pudiendo ver el usuario cómo sería la transferencia.

Orbit Insert Data

a (km)

e

i (deg)

Balistic Coefficient

CALCULATE

ECLIPSE

Maximum Eclipse Time (min)

PERTURBATION

D_a (km/year)

D_e (1/year)

D_w (deg/day)

D_omega (deg/day)

Figura 69. Subpestaña "Transfer" del apartado "Dv Budget" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

En segundo lugar aparecen las transferencias rápidas. Debido a la gran casuística que las transferencias rápidas proponen se ha optado por trabajar con órbitas elípticas tangentes a la órbita de aparcamiento en el perigeo y secantes a la segunda en el punto que corresponda. Si el usuario está interesado en elegir una de estas órbitas puede profundizar su estudio mediante la visualización de las mismas y de una gráfica que representa el tiempo de transferencia frente al incremento de velocidad invertido. Un ejemplo de estas gráficas se representa en la Figura 70.

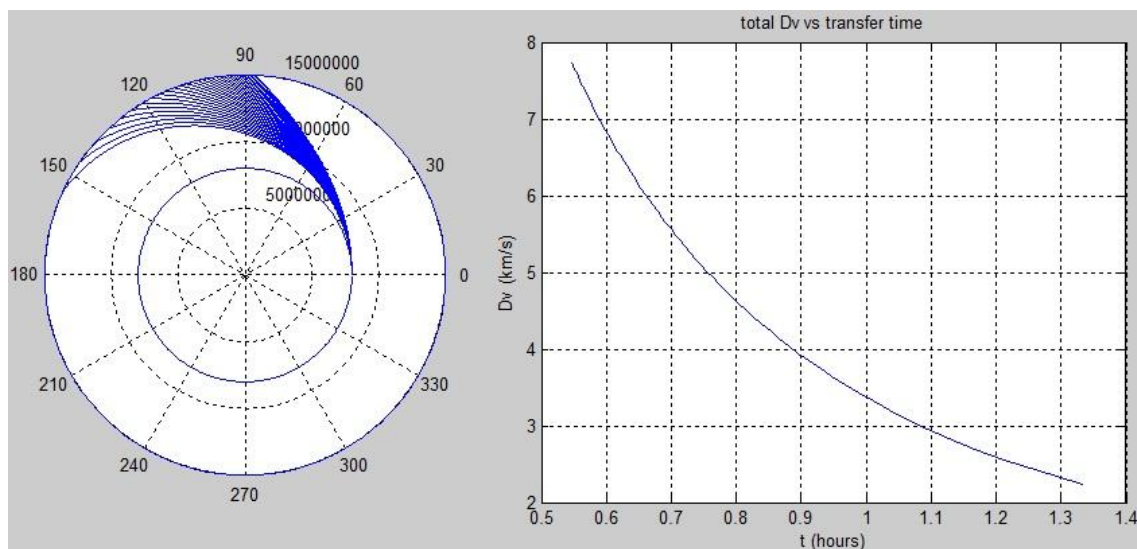


Figura 70. Gráficas de transferencias rápidas obtenidas del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. En este caso concreto ambas órbitas son circulares, siendo la parking la interior con un radio de 8000 km y la órbita objetivo de radio 15000 km.

Se realiza también el estudio de la transferencia segmentada de Hoffman (Figura 71). En este caso se tiene un motor químico con impulso máximo limitado, por lo que se dan múltiples

impulsos en el perigeo con ese valor máximo hasta llegar a una órbita de transferencia final cuyo impulso inicial es menor. Para realizar el último impulso de la órbita y recircularizar se necesita, en general, un motor que dé un impulso más fuerte.

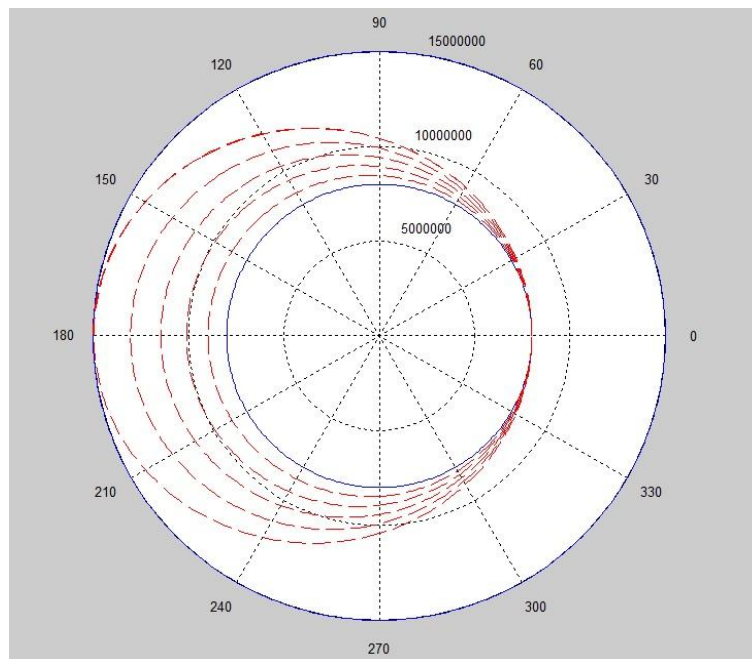


Figura 71. Gráfica de transferencia de Hoffman segmentada obtenida del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM. En este caso concreto ambas órbitas son circulares, siendo la parking la interior con un radio de 8000 km y la órbita objetivo de radio 15000 km.

Este tipo de transferencia es empleada para motores limitados y cuando el tiempo de misión no es un requisito.

Por último se analiza el caso de transferencia en espiral, del cual se proporciona el incremento de velocidad necesario.

Una vez concluido el estudio de órbitas coplanarias se llega a la selección del cambio de inclinación, si este fuese necesario. Para ello el programa da dos opciones:

- Maniobra combinada: eligiendo el porcentaje de cambio de inclinación que se realiza en cada impulso de la transferencia de Hoffman.
- Cambio de inclinación en órbita final: más costosa que la anterior, pero puede resultar más sencilla.

En este apartado se realiza una mejora considerable al módulo de la CDF de la ESA, ya que dicho módulo se encuentra muy limitado porque:

- Sólo considera órbitas de aparcamiento circulares.
- Sólo realiza transferencia de Hoffman.
- No aporta gráfica de cada caso, sólo esquema general.

12.5.2. Mantenimiento

La subpestaña de mantenimiento (Figura 72) toma como entradas la duración de la misión, las variaciones de los parámetros debidas a las perturbaciones y el intervalo de variación

permitido respecto a cada parámetro nominal. Aquí se puede introducir la variación de la inclinación de forma manual, ya que de forma general es excesivamente complejo de generalizar.

MAINTENANCE

Mission duration (years)

CALCULATE

De (1/year)

Da (km/year)

Di (deg/year)

Dw (deg/day)

Domega (deg/day)

Insert

	a	e	i	w	omega
Desviation_parameter (km and deg)	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>
Dv (km/s)	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>
Frecuency (once every X days)	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>
Dv X times during the mission	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>	<div></div>

Figura 72. Subpestaña "Maintenance" del apartado "Dv Budget" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

Con todo esto introducido, el programa se encarga de completar la gráfica que muestra la figura 72, en la que se pueden ver los valores de:

- Variación permitida respecto al valor nominal de un parámetro.
- Incremento de velocidad requerido cada vez que se realiza el mantenimiento.
- Frecuencia: una operación de mantenimiento cada X (valor reflejado en la tabla) días.
- Número de operaciones de mantenimiento a lo largo de la misión.

La CDF de la ESA realiza un estudio poco visual y complejo para el usuario en este apartado. En la del IDR/UPM prima la sencillez. Además, se calculan tanto los valores de incremento de velocidad como las frecuencias y el número de operaciones de mantenimiento necesarias, mejorando así el análisis realizado por la ESA.

12.5.3. Fin de vida útil

Esta subpestaña (Figura 73) permite calcular el incremento de velocidad (combustible) que el satélite debe llevar y reservar para el fin de su vida útil. Es obligatorio y, por tanto, necesariamente debe aparecer en una CDF.

The screenshot shows the 'END LIFE' sub-tab interface. At the top, there are two columns of input fields: 'Orbit' and 'End-Life Orbit'. Each column has fields for 'e' (eccentricity) and 'a (km)' (semi-major axis). Below these is a 'CALCULATE' button. Underneath the button is a pink 'HOFFMAN' button and a 'Show Orbit' button. Further down are four input fields labeled 'dva (km/s)', 'dvb (km/s)', 'dv (km/s)', and 'tiempo (h)'. To the right of these inputs is a large empty plot area with the title 'Gráfico de la transferencia'.

Figura 73. Subpestaña "End Life" del apartado "Dv Budget" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

Debido a que en esta transferencia no hay requisitos de tiempo, se estudia para el caso de Hoffman, que suele ser una de las más económicas.

La CDF de la ESA realiza un estudio similar en lo referido a este apartado.

12.6. Salidas

A la pestaña Salidas se le han otorgado dos funciones principales:

- Entregar a la base de datos los requeridos por otros subsistemas.
- Resumen del análisis realizado.

De nuevo, la pestaña se subdivide en tres subpestañas que son: órbita, cobertura y visibilidad y inventario de incrementos de velocidad.

12.6.1. Órbita

En esta subpestaña (Figura 74) se muestran todos los parámetros de la órbita seleccionada anteriormente.

- Condiciones iniciales en posición y velocidad: $x_0, y_0, z_0, v_{0x}, v_{0y}, v_{0z}$.
- Elementos clásicos de la órbita: a, e, i, Ω, ω .
- Radios de apogeo y perigeo: r_a, r_p .
- Anomalías iniciales: verdadera (f_0), excéntrica (AE_0) y media (AM_0).

- Tiempo inicial referido al paso por el perigeo: t_0 .
- Velocidad angular media: n .
- Periodo: T .

Orbit

INITIAL CONDITIONS

x0 (km)

y0 (km)

z0 (km)

v0_x (km/s)

v0_y (km/s)

v0_z (km/s)

r0 (km)

v0 (km/s)

ORBIT PARAMETERS

e

a (km)

i (deg)

omega (deg)

w (deg)

r_a (km)

r_p (km)

f0 (deg)

ae0 (deg)

am0 (deg)

t0 (s)

n (rad/s)

p (ls)

period (hours)

ECLIPSE

Maximum Eclipse Time (min)

PERTURBATION

D_a (km/year)

D_e (1/year)

D_w (deg/day)

D_omega (deg/day)

Figura 74. Subpestaña "Orbit" del apartado "Outputs" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

Además, se incluyen los tiempos de eclipse y las variaciones de los parámetros debidas a las perturbaciones.

12.6.2. Cobertura y visibilidad e inventario de incrementos de velocidad

La subpestaña de inventario de incrementos de velocidad (Figura 75) realiza un esquema claro y conciso de la elección realizada en transferencia, mantenimiento y fin de vida del satélite.

TRANSFER

Dva (km/s)

Dvb (km/s)

Dv (km/s)

For chemical engines:

Dv_max_engine (km/s)

Times

If Hoffman transfer is chosen, Dv_i is included.

If another chosen, this is extra Dv.

Dv_i (km/s)

Insert Extra Dv (km/s)

MAINTENANCE

	e & a	i	w	omega
Dv (km/s)	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Frecuency (once every X days)	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>
Dv X times during the mission	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>	<input type="text"/>

END LIFE

Dva (km/s)

Dvb (km/s)

Dv_end_life (km/s)

Figura 75. Subpestaña "Dv Budget" del apartado "Outputs" del módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

También deja libre un incremento de velocidad denominado extra, para introducir variaciones que no son tenidas en cuenta por el software, por ejemplo, si fuese necesario un cambio de ascensión recta del nodo ascendente.

Por su parte la subpestaña de cobertura y visibilidad está dedicada a recopilar los datos obtenidos anteriormente.

12.7. Comparación módulo de misión del IDR/UPM con el de la ESA

En este apartado se muestra una tabla en la que se resumen las posibilidades que ofrece el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM y el de la ESA. En ella se pueden observar que se ha conseguido crear un módulo con mayor cantidad de opciones, aumentando las posibilidades de uso del programa.

Tabla 14. Cuadro comparativo entre las posibilidades del módulo de misión del IDR/UPM y el de la ESA.

El módulo permite	ESA	IDR/UPM
órbitas LEO, MEO, GEO, SS y RT	SÍ	SÍ
órbita general	-	SÍ
introducir de datos por posición y velocidad iniciales	-	SÍ
representar órbitas en 3D y trazas	-	SÍ
calcular parámetros de cobertura y visibilidad	SÍ	SÍ
calcular perturbaciones	SÍ	SÍ
calcular tiempo máximo de eclipse	SÍ	SÍ
órbitas parking NO circulares	-	SÍ
transferencias de Hoffman	SÍ	SÍ
transferencias rápidas, Hoffman segmentada y espiral	-	SÍ
representar transferencias	-	SÍ
cambios de inclinación en maniobra combinada	SÍ	SÍ
mantenimiento	SÍ	SÍ
imponer criterio de mantenimiento	-	SÍ
órbitas cementerio	SÍ	SÍ
representar órbita cementerio y transferencia	-	SÍ

13. Casos de estudio

En este capítulo se va a utilizar el módulo de misión creado para la CDF del IDR/UPM para realizar cálculos cuyos resultados son conocidos, obtenidos de libros y artículos, para comprobar la funcionalidad del programa y el margen de error que posee.

13.1. Perturbación en semieje mayor y mantenimiento

Se trata de una órbita LEO cuyos valores y resultados han sido sacados de la referencia [26], con las siguientes características y el satélite las de la Tabla 14.

- $e = 0$
- $a = 6378 + 900 \text{ km}$

Tabla 15. Características del satélite de la misión [26].

Mass:	900 kg
Main body dimensions:	$2.25 \times 2.25 \times 2.25 \text{ m}^3$
Solar panels:	$2 \times 4.5 \text{ m}^2$ each
Moments of inertia:	$I_{roll} = 2110 \text{ kg m}^2$ $I_{pitch} = 840 \text{ kg m}^2$ $I_{yaw} = 2160 \text{ kg m}^2$
Orbit:	800 km, sun-synchronous (inclination $i = 98.5 \text{ deg}$)
Lifetime:	5 years
Installed power (average on lifetime):	1.8 kW
<i>Attitude control requirements</i>	
Roll:	0.2 deg
Pitch:	0.2 deg
Yaw:	0.4 deg

Con la masa, las dimensiones y el coeficiente de resistencia que proporciona el documento, se puede calcular el coeficiente balístico, necesario en el módulo:

$$M = 900 \text{ kg}, A = 2.25 \times 2.25 \text{ m}^2, D = 105 \text{ } \mu\text{N}, C_D = 272.45$$

$$CB = \frac{M}{C_D A} = 0.6525 \text{ kg/m}^2$$

El objetivo es comparar los resultados obtenidos en la variación del semieje mayor y en el incremento de velocidad necesario para realizar su mantenimiento. Comenzando por la variación de semieje mayor se obtiene:

- En el documento: 35 km/5 años de misión
- En el módulo: $7.24285 \text{ km/año} = 36.21 \text{ km/5 años de misión} = 0.01984 \text{ km/día}$

El error es inferior al 3.5%.

Con esto se pretende calcular el incremento de velocidad total necesario para realizar el mantenimiento de esta órbita. Para ello se supone que se realiza una corrección diaria. En la

Tabla 15 y la Figura 76 se muestran los resultados obtenidos del documento y en el módulo respectivamente:

Tabla 16. Resultados de la misión que obtiene la referencia [26].

Average drag acceleration:	$-1.16 \cdot 10^{-7} \text{ m/s}^2$
Altitude loss per orbit:	1.365 m
Altitude loss in 5 years:	35 km
Total ΔV to compensate for altitude loss:	18.5 m/s
Thrust-on time:	5 s
Time between firings:	173 s
Total thrusting time:	1154 h
Propellant consumption (per thruster):	40 g

- En el documento: 18.5 m/s

	a	e
Desviation_parameter (km and deg)	0.01984	0
Dv (km/s)	2.0174e-05	
Frequency (once every X days)	1.99965	
Dv X times during the mission	912	

Figura 76. Resultados obtenidos con el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

- En el módulo: $2.017e-5 \times 1000 \times 912 = 18.4 \text{ m/s}$

El error es inferior a 1%. Con esto se comprueba que el programa realiza cálculos suficientemente precisos para un diseño preliminar, y de una forma sencilla y rápida.

13.2. Órbita heliosíncrona

En este apartado se estudia una misión denominada Aqua's Sun Synchronus Orbit. En ella se emplea un satélite en órbita circular y heliosíncrona con las siguientes características tomadas del documento [27]:

- $e = 0$
- $h = 705.3 \text{ km}$
- $i = 98.2^\circ$

Con la excentricidad y la altura se obtiene con el módulo el valor de la inclinación para que la órbita sea heliosíncrona, con un valor de inclinación $i_{mod} = 98.2087^\circ$. Al igual que en el apartado anterior el error es inferior al 1%, obteniéndose una precisión muy elevada con cálculos rápidos y sencillos.

13.3. Comparación de trazas

En este apartado se toma la representación de la traza de la órbita descrita a continuación [28] y se compara con la representación que realiza el módulo de la CDF del IDR/UPM.

- $i = 116.017^\circ$
- $e = 0.01$
- $\Omega = 120^\circ$
- $\omega = 30^\circ$
- $f_0 = 0$
- $a = 9761.798 \text{ km}$

La traza que se toma del documento [28] es la marcada como “Spacecraft ground track” en la Figura 77. Por su parte, la que se obtiene con el módulo del IDR/UPM es la de la Figura 78. Se puede comprobar que la representación es idéntica.

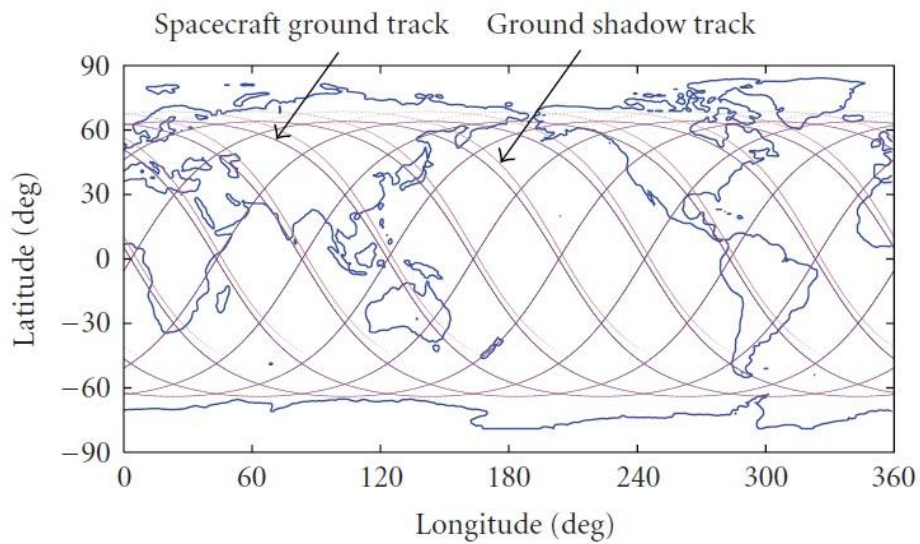


Figura 77. Taza de la órbita descrita en este apartado obtenida de la referencia [28].

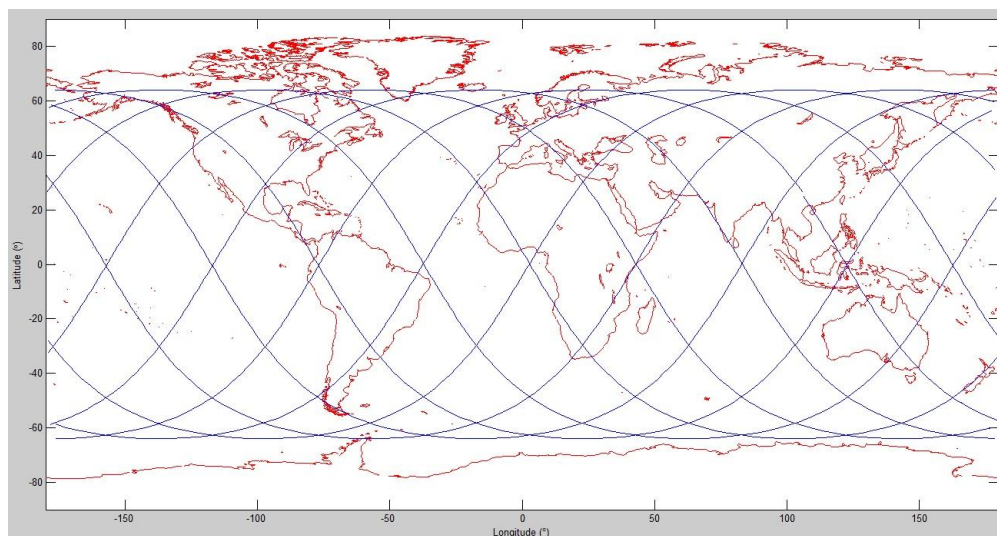


Figura 78. Taza de la órbita descrita en el presente apartado obtenida por el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM.

13.4. Tiempo máximo de eclipse

En este apartado se emplea la referencia [29], de la que se obtienen los datos reflejados en la Tabla 16. De ellos, resultan de interés el tiempo de eclipse (T_e) y el periodo (P).

Tabla 17. Datos obtenidos de la referencia [29].

Parameter	Assumed value [50]	Result	Equation
h	500 km		
R_{\oplus}	6378 km		
a	6878 km		$a = h + R_{\oplus}$
μ_{\oplus}	$3.986 \times 10^5 \text{ km}^3 \cdot \text{s}^{-2}$		
P		94.6 min	(1)
ρ		68 deg (1.187 rad)	(2)
T_e		35.7 min	(3)
T_s		58.9 min	$T_s = P - T_e$
P_e	100 μW		
w		214 mWs or mJ	$w = P_e T_e$
v	2.5 V		
C		68.5 mF	(4)
P_s	1.14 mW		
X_s	0.85		
P_e	0		
P_{sa}		1.34 mW	(5)
θ	45 deg		
G_s	$1326 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$		
η	1%		
I_d	100%		
P_{BOL}		$9.4 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$	(6)
A_{sa}		$11.9 \times 11.9 \text{ mm}$	$A_{sa} = P_{sa}/P_{\text{BOL}}$

Realizando los cálculos con el módulo de misión de la CDF del IDR/UPM se obtiene lo siguiente:

- $T_{e,mod} = 35.7526 \text{ min}$
- $P_{mod} = 1.57689 \text{ horas} = 94.6134 \text{ min}$

Otra vez ocurre que el error es inferior al 1%, lo que permite comprobar, tras varios casos de estudio, que la precisión es más que adecuada para un diseño preliminar. Además, como se ha ido comentando, el tiempo de cálculo es mínimo.

13.5. Estudio de una GEO

Se trata de una órbita muy estudiada y conocida. Al estudiar esta órbita con el módulo se obtienen los siguientes resultados:

- $T_{e,mod} = 69.4123 \text{ min}$
- $P_{mod} = 23.9344 \text{ horas}$
- $v_{mod} = 3.07466 \text{ km/s}$

Que pueden ser contrastados con los que proporciona la referencia [23], comprobándose su similitud.

V. CONCLUSIONES

Este proyecto está basado en las prácticas realizadas en el IDR/UPM. Debido a que se han realizado diversas tareas, ha quedado dividido en varias partes claramente diferenciadas. Tras la introducción, se realiza un análisis de las misiones espaciales, sus elementos, las fases de diseño y otros aspectos que permiten conocer el mejor entorno que engloba los trabajos realizados y las partes de este proyecto como partes de un todo: la creación de un satélite y su uso para el cumplimiento de una misión espacial. Todo queda particularizado para el UPMSat-2, que es el satélite con el que se ha trabajado.

Tras esto se entra en la tercera parte del proyecto, donde se da en líneas generales la arquitectura del subsistema de potencia de un satélite, para acabar particularizando en las tareas llevadas a cabo en el IDR/UPM con el UPMSat-2. Para llegar a esto se da especial importancia a la calidad espacial, nombrando la normativa ECSS y la Sala Limpia. Además, antes de entrar en materia con la batería del satélite, se trabajó haciendo ensayos en el Laboratorio de Electrónica Avanzada (LEA) del IDR/UPM.

Esta parte permite sacar una serie de conclusiones importantes. La primera es la necesidad de una elevada calidad en los elementos dedicados a misiones espaciales, ya que un fallo podría estropear años de duro trabajo y una gran inversión económica. Por otro lado, los ensayos en el LEA han permitido comprobar el comportamiento en carga y descarga de baterías, para emplear después estos conocimientos en la batería del UPMSat-2. Por último, los procesos de monitorización y equilibrado son indispensables para que la batería se encuentre en condiciones óptimas en el momento del lanzamiento y tenga un funcionamiento adecuado durante toda su vida útil.

En cuarto lugar se habla de las Salas de Diseño Concurrente (CDFs), dando ideas claras de su utilidad y funcionamiento, con la conclusión de que son una parte importante en el ahorro temporal y económico en la fase de diseño preliminar de cualquier proyecto de ingeniería. Además, se ha trabajado en el desarrollo del módulo de misión para la CDF del IDR/UPM. El resto de esta parte está dedicada a la explicación teórica necesaria para poder programar el módulo y a continuación se presenta dando indicaciones de cómo funciona y porqué se ha realizado de esa forma.

Las conclusiones que se obtienen son que es importante trabajar en una CDF durante las fases de diseño concurrente en proyectos debido a que se consigue un gran ahorro temporal y económico. Para ello, es necesario tener el software adecuado para trabajar de forma rápida, eficiente y sencilla. En la creación del módulo de la CDF del IDR/UPM han primado la versatilidad, lo visual y la sencillez.

Además, como se comprueba en el capítulo 13, los resultados que se obtienen a partir del módulo han sido contrastados con casos reales, obteniendo como conclusión que la precisión del módulo es muy alta para un diseño preliminar, llegando en algunos casos a cometer errores inferiores al 1%.

ANEXO I: Sistemas de referencia espaciales y de tiempos

En la siguiente tabla se muestran los sistemas de referencia más empleados:

Tabla 18. Sistemas de referencia espaciales.

Nombre	Ligado a	Centro	Eje z	Eje x	Aplicación
Heliocéntrico	Espacio inercial	Sol	Polo eclíptica	Υ	Órbitas planetarias, efemérides
Geocéntrico inercial	Espacio inercial	Tierra	Polo celeste	Υ	Calculo orbital
Fijo a Tierra	Tierra	Tierra	Polo celeste	Meridiano Greenwich	Movimiento relativo del SC, cobertura, visibilidad
Celeste inercial	Espacio inercial	SC	Polo celeste	Υ	Observación astronómica
IVLH	Órbita	SC	Nadir	Contenido en el plano orbital	Observación de la Tierra, maniobras de actitud
Fijo al SC	SC	SC	Dirección del SC apuntando a nadir	Dirección del SC en la dirección de la velocidad	Apuntamiento de instrumentos

Para órbitas entorno a la Tierra se emplea el tiempo sidéreo, que miden el tiempo basándose en el movimiento de la Tierra respecto de las estrellas fijas. Por ejemplo:

- 1 día sidéreo = 23h 56min 04s
- 1 año sidéreo = 365.256 días solares medios

Para determinar la posición de un punto de la Tierra respecto de un punto en el espacio inercial se emplea el Tiempo Sidéreo de Greenwich (GST), que es 0 cuando el meridiano de Greenwich se alinea con la referencia tomada.

ANEXO II: Cambio de parámetros orbitales

Los parámetros orbitales más habituales para introducir una órbita son:

- 1) Vectores posición y velocidad en el instante inicial: $x_0, y_0, z_0, v_{0x}, v_{0y}, v_{0z}$
- 2) Elementos orbitales clásicos: $a, e, i, \omega, \Omega, t_0$ (u otro valor inicial como f_0)

Para pasar de 1) a 2) se realiza el siguiente procedimiento:

- Vector posición inicial: $\mathbf{r}_0 = [x, y, z]$
- Vector velocidad inicial: $\mathbf{v}_0 = [v_{0x}, v_{0y}, v_{0z}]$
- Cálculo de momento cinético: $\mathbf{h} = \mathbf{r}_0 \times \mathbf{v}_0$
- Parámetro: $p = \frac{h^2}{\mu}$
- Energía: $\varepsilon = \frac{v_0^2}{2} - \frac{\mu}{r_0}$
- Semieje mayor: $a = -\frac{\mu}{2\varepsilon}$
- Vector excentricidad: $\mathbf{e} = \frac{\mathbf{v}_0 \times \mathbf{h}}{\mu} - \frac{\mathbf{r}_0}{r_0}$
- Excentricidad: $e = \sqrt{1 - \frac{p}{a}}$
- Inclínación: $i = \arccos\left(\frac{h_3}{h}\right)$
- RAAN: $\Omega = \text{atan2}(h_1, -h_2)$ Nota: $\text{atan2}()$ es una función definida para eliminar las indeterminaciones propias de la función $\text{atan}()$.
- Argumento del perigeo: $\omega = \text{atan2}\left(\frac{e_3}{\sin i}, e_1 \cos \Omega + e_2 \sin \Omega\right)$
- Anomalía verdadera inicial: $f_0 = \arccos\left(\frac{\mathbf{e} \cdot \mathbf{r}_0}{e r_0}\right)$

Para pasar de 2) a 1) se hace del siguiente modo:

- Energía: $\varepsilon = -\frac{\mu}{2a}$
- Momento cinético: $h = \sqrt{\frac{(e^2 - 1) \mu^2}{2 \varepsilon}}$
- Parámetro: $p = \frac{h^2}{\mu}$
- Posición inicial: $r_0 = \frac{p}{1 + e \cos f_0}$
- $x_{0,orbit} = r_0 \cos f_0$, en el plano de la órbita
- $y_{0,orbit} = r_0 \sin f_0$, en el plano de la órbita
- $\mathbf{r}_{0,orbit} = [x_{0,orbit}, y_{0,orbit}, 0]$
- $v_{0,orbit} = \sqrt{2 \left(\varepsilon + \frac{\mu}{r_0} \right)}$
- Matrices de cambio:

$$[M_\Omega] = \begin{pmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$[M_i] = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix}$$

$$[M_\omega] = \begin{pmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

- Matriz total de cambio: $[M_{total}] = M_\Omega M_i M[\omega]$
- Vector posición inicial: $\mathbf{r}_0 = [M_{total}] \mathbf{r}_{0,orbit} = [x_0, y_0, z_0]$
- Vector unitario momento cinético

$$u_{h1} = \sin i \sin \Omega$$

$$u_{h2} = -\sin i \cos \Omega$$

$$u_{h3} = \cos i$$

$$\mathbf{u}_h = [u_{e1}, u_{e2}, u_{e3}]$$
- Vector unitario excentricidad

$$u_{e1} = \cos \omega \cos \Omega - \cos i \sin \omega \sin \Omega$$

$$u_{e2} = \cos \omega \sin \Omega + \cos i \sin \omega \cos \Omega$$

$$u_{e3} = \sin i \sin \omega$$

$$\mathbf{u}_e = [u_{e1}, u_{e2}, u_{e3}]$$
- Vector unitario p en triedro (h, e, p): $\mathbf{u}_p = \mathbf{u}_h \times \mathbf{u}_e$
- $v_{0x,orbit} = -\frac{\mu}{h_0} \sin f_0$, en el plano de la órbita
- $v_{0y,orbit} = \frac{\mu}{h_0} (e + \cos f_0)$, en el plano de la órbita
- Vector velocidad inicial: $\mathbf{v}_0 = v_{0x,orbit} \mathbf{u}_e + v_{0y,orbit} \mathbf{u}_p = [v_{0x}, v_{0y}, v_{0z}]$

Anexo III. Ecuaciones planetarias de Lagrange

Las ecuaciones planetarias en su formulación de Lagrange son las siguientes:

$$\dot{a} = -\frac{2a^2}{\mu} \frac{\partial U_p}{\partial r}$$

$$\dot{e} = -\frac{a(1-e^2)}{e\mu} \frac{\partial U_p}{\partial r} - \frac{1}{e} \sqrt{\frac{1-e^2}{\mu a}} \frac{\partial U_p}{\partial \omega}$$

$$\frac{di}{dt} = -\frac{1}{\sqrt{\mu a(1-e^2)}} \frac{1}{\sin i} \frac{\partial U_p}{\partial \Omega} + \frac{1}{\tan i} \frac{1}{\sqrt{\mu a(1-e^2)}} \frac{\partial U_p}{\partial \omega}$$

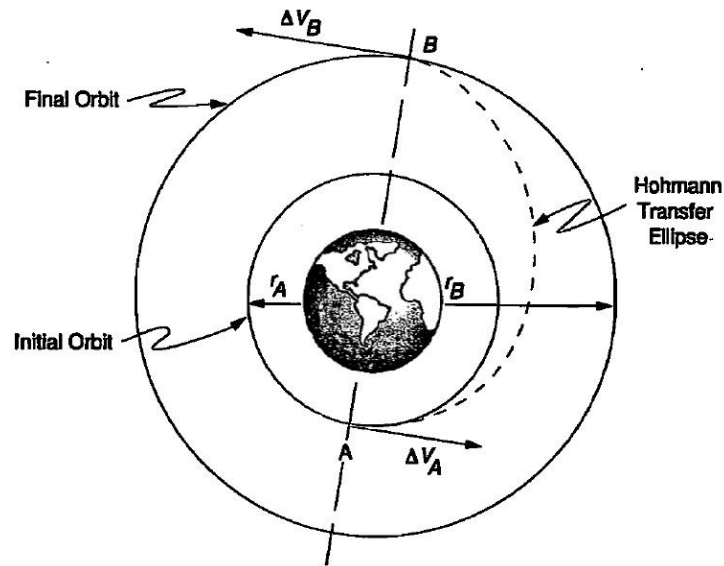
$$\dot{\omega} = \frac{1}{e} \sqrt{\frac{1-e^2}{\mu a}} \frac{\partial U_p}{\partial e} - \frac{1}{\tan i} \frac{1}{\sqrt{\mu a(1-e^2)}} \frac{\partial U_p}{\partial i}$$

$$\dot{\Omega} = \frac{1}{\sqrt{\mu a(1-e^2)}} \frac{1}{\sin i} \frac{\partial U_p}{\partial i}$$

$$\dot{M} = \frac{2a^2}{\mu} \frac{\partial U_p}{\partial a} + \frac{a(1-e^2)}{e\mu} \frac{\partial U_p}{\partial e}$$

Anexo IV: Solución general de transferencia de Hoffman

En este anexo se resuelve una transferencia de Hoffman desde una órbita circular de radio r_A hasta otra de radio r_B , como muestra la figura.



Las velocidades en las órbitas, al ser circulares, se calculan como:

$$v_A = \sqrt{\frac{\mu}{r_A}}$$

$$v_B = \sqrt{\frac{\mu}{r_B}}$$

Para resolver la elipse de transferencia se comienza calculando el semieje mayor:

$$a_{trans} = \frac{r_A + r_B}{2}$$

Y a continuación las velocidades de la órbita de transferencia en los puntos A y B despejando de la ecuación de la energía:

$$v_{transA} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_A} - \frac{\mu}{a_{trans}}}$$

$$v_{transB} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_B} - \frac{\mu}{a_{trans}}}$$

Con esto se pueden calcular los impulsos en cada punto:

$$\Delta v_A = v_{transA} - v_A$$

$$\Delta v_B = v_B - v_{transB}$$

Finalmente, sumando los valores absolutos de los incrementos se obtiene el total:

$$\Delta v = \Delta v_A + \Delta v_B$$

Para la resolución de las demás transferencias se trabaja de forma similar, cambiando las ecuaciones que proporcionan las velocidades en los puntos de interés.

Anexo V: Sala limpia del IDR/UPM

La sala limpia del IDR/UPM es el lugar donde se ha trabajado con la batería Saft del UPMSat-2. En este anexo se explica el proceso que se ha realizado para trabajar en esta sala.



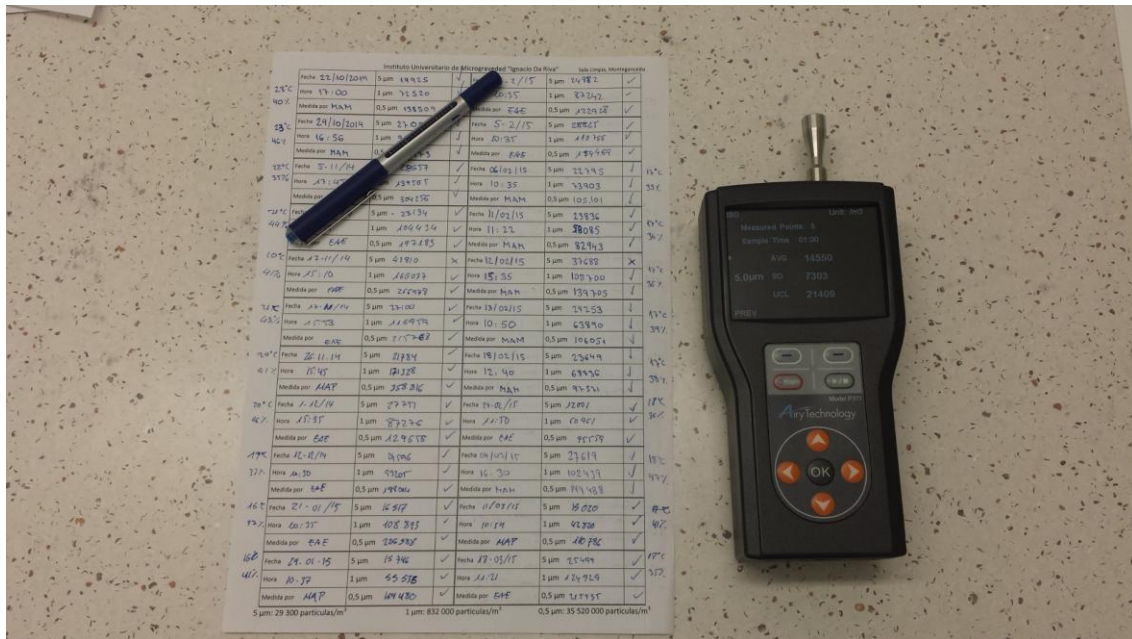
En primer lugar hay que colocar la ropa protectora, según el protocolo, antes de entrar a la sala en un espacio reservado para ello (antesala). Las prendas se colocan en el siguiente orden:

- Gorro (y cubre-barba si es necesario)
- Bata
- Cubre-zapatos
- Para ciertas tareas es necesario el uso de guantes

Una vez vestidos, se puede acceder a la sala y, antes de comenzar, hay que asegurarse de que la ventilación funciona. Tras esto hay que verificar el nivel de partículas periódicamente, para cumplir con los requisitos de calidad. En este caso, se trata de una sala limpia ISO 8, por lo que los niveles de partículas deben estar debajo de los siguientes límites.

Número de la clasificación ISO	Límites máximos de concentración (Partículas por m ³ de aire) de partículas iguales o mayores que los tamaños mostrados abajo.					
	$\geq 0.1\mu\text{m}$	$\geq 0.2\mu\text{m}$	$\geq 0.3\mu\text{m}$	$\geq 0.5\mu\text{m}$	$\geq 1.0\mu\text{m}$	$\geq 5.0\mu\text{m}$
ISO 8				3.520.000	832.000	29.300

Para realizar esta comprobación se utiliza un medidor de partículas, y se anotan los resultados en el “Diario de Sala Limpia”.



En los casos en los que el nivel de partículas sea superior a los indicados en la tabla, se procederá a la limpieza de la sala, utilizando uno de los dos procedimientos siguientes:

- Si el nivel de partículas es ligeramente superior: se deja la puerta de la sala limpia entreabierta de modo que se produce un flujo de aire debido a la sobrepresión interna, expulsando partículas al exterior.
- Si el nivel de partículas es muy superior: se utiliza alcohol isopropílico para realizar la limpieza de la sala.

Con todos estos pasos completados, la calidad de la sala limpia queda asegurada y esta sala lista para trabajar en ella con la batería del satélite.

Bibliografía

- [1] E. Martínez Martínez, "Galileo, la siguiente generación de los sistemas de localización por satélite," *Rev. RED*, 2001.
- [2] "<http://www.russianspaceweb.com/>." .
- [3] "<http://www.bigscience.dk/big-science-organisationer/esa.aspx>." .
- [4] "<http://www.eveliux.com/mx/curso/evolucion-las-redes.html>." .
- [5] P. Fernández Sánchez, "¿Cómo funciona un navegador GPS?"
- [6] "<http://landsat.usgs.gov/>." .
- [7] "www.meteosat.com." .
- [8] "<http://www.nasa.gov/>." .
- [9] "Sistemas de Satélites, UPV." .
- [10] F. D. Q. Pereira, "Comunicaciones Espaciales," pp. 1–54, 2010.
- [11] M. R. Patel, *Spacecraft Power Systems*. 2005.
- [12] A. Laudani, F. Riganti Fulginei, and A. Salvini, "High performing extraction procedure for the one-diode model of a photovoltaic panel from experimental I-V curves by using reduced forms," *Sol. Energy*, vol. 103, pp. 316–326, 2014.
- [13] L. Peng, Y. Sun, and Z. Meng, "An improved model and parameters extraction for photovoltaic cells using only three state points at standard test condition," *J. Power Sources*, vol. 248, pp. 621–631, 2014.
- [14] J. Cubas, S. Pindado, and M. Victoria, "On the analytical approach for modeling photovoltaic systems behavior," *J. Power Sources*, vol. 247, pp. 467–474, 2014.
- [15] L. Campos Campos and S. Pindado Carrión, "Subsistema de Potencia," 2014.
- [16] A. Alonso, J. A. de la Puente, and J. Zamorano, "Introducción a UPMSat2."
- [17] "Clasificación de las salas blancas."
- [18] M. Bandecchi and B. Melton, "The ESA/ESTEC concurrent design facility," *Proc. 2nd ...*, 2000.
- [19] "<http://www.idr.upm.es/>." .
- [20] R. Ramis Abril, *Mecánica Orbital, Apuntes ETSIAE*. .
- [21] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space mission analysis and design*, no. 8. 1999.

- [22] P. Sanz-Aránguez and T. E. Concha, *Vehículos Espaciales y Misiles*. .
- [23] A. Laverón, *Vehículos Espaciales, Apuntes ETSIAE*. .
- [24] “The Capricorn Solstice and Initiation.”
- [25] R. M. Rodríguez-osorio, “Constelaciones de satélites Objetivos Clasificación,” pp. 1–32, 2009.
- [26] S. Marcuccio, S. Marcuccio, S. Giannell, S. Giannell, M. Andrenucc, and M. Andrenucc, “Attitude and Orbit Control of Small Satellites and Constellations with FEEP Thrusters,” *Proc. Int. Electr. Propuls. Conf. 1997*, pp. 1152–1159, 1997.
- [27] R. J. Boain, “A-B-Cs of Sun-Synchronous Orbit Mission Design 14 AAS / AIAA Space Flight Mechanics Conference,” *14th AAS/AIAA Sp. Flight Mech. Conf.*, pp. 1–19, 2004.
- [28] A. Gad and O. Abdelkhalik, “Repeated Shadow Track Orbits,” *Adv. Astronaut. Sci.*, vol. 135, pp. 2189–2206, 2010.
- [29] D. Barnhart, T. Vladimirova, M. Sweeting, D. Barnhart, D. Barnhart, T. Vladimirova, M. Sweeting, D. Barnhart, and M. Sweeting, “Very-small-satellite design for distributed space missions,” vol. 44, no. 6, 2007.